Em Órbita

Vol. 3 - N.º 34 – Novembro 2003

Soyuz TMA-3 ISS-7S Cervantes

Mars Exploration Rovers

Crónicas Espaciais

Titan-401B (B-36)
KT-1 Kaituozhe-1
11K65M Kosmos-3M (DMC-2)
Ariane-5G (V162)

A primeira publicação electrónica sobre Astronáutica e a Conquista do Espaço em português

Índice

Imagem do mês	2
Em Órbita *on-line*	3
Voo espacial tripulado	
Estatísticas	5
Soyuz TMA-3 (ISS-7S) Cervantes	6
Crónicas Espacial de Don Pettit	21
Mars Exploration Rovers	22
Lançamentos não trpulados	42
Titan-401B (B-36 / TC-20)	43
KT-1 Kaituozhe-1	47
11K65M Kosmos-3M DMC-2	48
Ariane-5G (V162)	53
Quadro de lançamentos recentes	61
Outros objectos catalogados	61
Lançamentos previstos para Dezembro	62
Próximos lançamentos tripulados	63
Lançamentos suborbitais	63
Quadro de lançamentos suborbitais	63
15 de Outubro - RSM-54	64
Próximos lançamentos suborbitais	64
Regressos / Reentradas	64
Cronologia da Astronáutica (X)	65
Explicação dos termos técnicos	66

No próximo Em Órbita (ed. Especial de Natal)

- *"Os Dias da Tempestade – O Vaivém Espacial Soviético"*

O boletim Em Órbita surge este mês com um novo grafismo que antecipa a entrada no ano 2004.

O presente número do boletim, para além das secções habituais relacionadas com os regressos e reentradas de satélites, contém a continuação da secção do ***Em Órbita*** intitulada **"Cronologia Astronáutica"** da autoria de Manuel Montes, que tem como objectivo listar cronologicamente os acontecimentos que fazem a História da conquista do espaço, e a continuação das "**Crónicas Espaciais**" de Don Pettit em exclusivo para os leitores do boletim.

Inicia-se também uma nova secção no Em Órbita, a "**Imagem do mês**", que pretendem assim cativar os leitores para a História da conquista da última fronteira.

Rui C. Barbosa (14 / Dez. / 03)

O boletim *Em Órbita*, dedicado à Astronáutica e à Conquista do Espaço, é da autoria de Rui C. Barbosa e tem uma edição electrónica mensal. Versão *web* editada por José Roberto Costa (http://zenite.nu/orbita/ - www.zenite.nu).

Neste número colaboraram José Roberto Costa, Alan Pickup, Harro Zimer, Manuel Montes e Don Pettit.

Qualquer parte deste boletim não deverá ser reproduzida sem a autorização prévia do autor.

Para obter números atrasados enviar um correio electrónico para rcb@netcabo.pt indicando os números que pretende bem como a versão (Word97 ou PDF). Os números atrasados são distribuídos gratuitamente.

Rui C. Barbosa (Membro da *British Interplanetary Society*)
Rua Júlio Lima. N.º 12 – 2º
PT 4700-393 Braga
PORTUGAL

00 351 253 27 41 46
00 351 93 845 03 05
rcb@netcabo.pt

Na Capa: A 9 de Setembro de 2003 o último foguetão Titan-401B/Centaur a ser lançado desde o Cabo Canaveral partia para a missão B-36 com o objectivo de colocar em órbita um satélite militar ultra-secreto.

Imagem do mês

Após o choque inicial do lançamento do Sputnik-1 pela União Soviética a 4 de Outubro de 1957, os Estados Unidos apressaram-se a colocar o seu primeiro satélite em órbita. A 6 de Dezembro de 1957, e em transmissão directa para todo o país, era feita a primeira tentativa para colocar em órbita um satélite Vanguard. A ignição deu-se às 1645UTC e o lançador Vanguard (TV-3) subiu alguns centímetros antes de cair sobre a plataforma de lançamento LC18A de Cabo Canaveral, explodindo numa bola de fogo. O pequeno satélite seria visto momentos depois desta imagem a saltar do último estágio e a rolar no solo para longe da conflagração.

Em Órbita *on-line*

Desde o passado dia 15 de Outubro de 2003 está on-line uma página na rede global da Internet inteiramente dedicada ao boletim ***Em Órbita***. O endereço de acesso é http://zenite.nu/orbita/.

Elaborada por José Roberto Costa, a página serve como ponto de acesso ao boletim ***Em Órbita*** encontrando-se aí armazenados todos os números já editados. A página teve como base os informes que são enviados para diversas listas de discussão (newsgroups) e que informam relativamente ao lançamento de novos satélites e de novas missões espaciais tripuladas, além de se enviar por vezes informações mais gerais sobre a Astronáutica ou sobre a Conquista do Espaço em geral.

Assim, a nova página vem preencher um pouco o vazio que se fazia sentir e que dizia respeito à falta de uma área na Internet onde os diversos números do boletim ***Em Órbita*** estivessem armazenados e disponíveis a qualquer hora para *download* por parte de todos aqueles interessados nas actividades espaciais humanas.

A página, que ainda se encontra numa fase de construção em algumas das suas áreas, é composta por cinco secções principais:

- **Conteúdo**;
- **Últimos Informes**;
- **Última Edição do Em Órbita**;
- **Termos Técnicos**;
- **Secção com artigos**.

A secção dos Conteúdos possui cinco áreas distintas:

1. ***Donwload* de boletins**;
2. **Conquista do Espaço**;
3. **Imagem da Semana**;
4. ***Links* Recomendados**;
5. **Envio de Mensagens**.

O ***Download*** de boletins permite ter acesso a todas as edições do boletim ***Em Órbita*** na sua versão PDF (na realidade o *download* fornece um arquivo zip para permitir um acesso mais rápido). A **Conquista do Espaço** está reservada para diversos artigos escritos por vários autores e que têm como objectivo permitir um melhor conhecimento de factos históricos sobre a conquista espacial. A **Imagem da Semana** disponibilizará uma imagem representativa de um acontecimento a nível da Conquista do Espaço, Astronáutica ou Astronomia que tenha marcado a semana. Os ***Links* Recomendados** dão acesso a outras páginas na Internet de especial interesse para os amantes desta temática. Finalmente **Envia uma Mensagem** permite enviar a sua opinião directamente ao (s) autor (es) da página do Em Órbita.

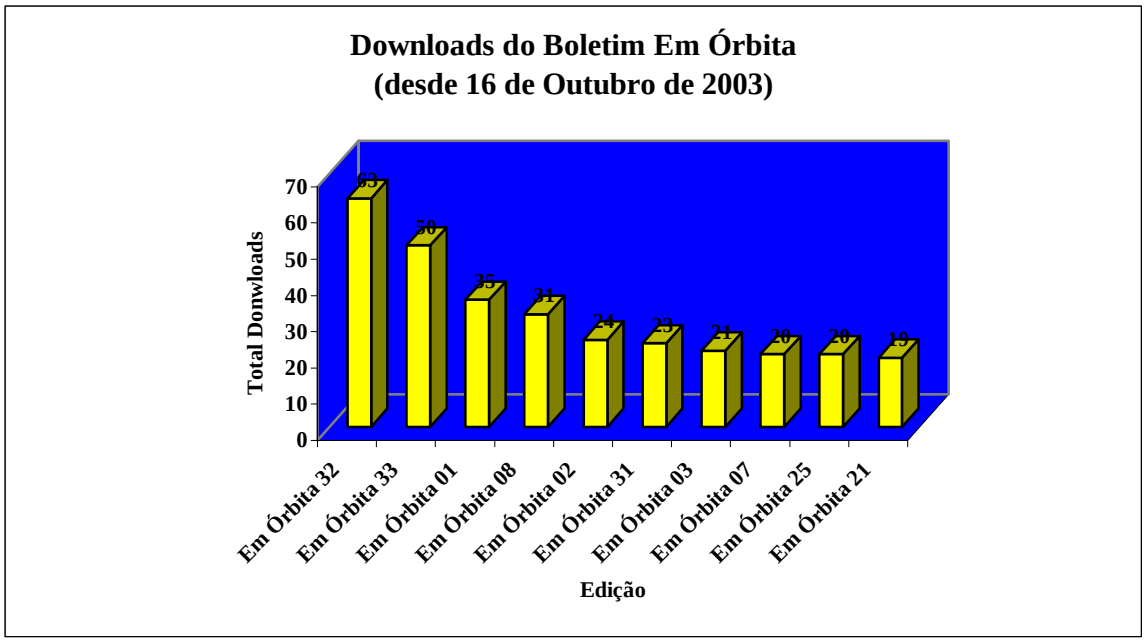
A secção dos **Últimos Informes** está relacionada com acontecimentos que tenham ocorrido dentro da temática, nomeadamente informações sobre os lançamentos orbitais e outros acontecimentos importantes.

A **Última Edição do Em Órbita** permite um acesso directo ao último número publicado do boletim.

Os **Termos Técnicos** informam o leitor relativamente a muitos dos termos mais complicados utilizados no boletim ***Em Órbita***, permitindo assim uma melhor compreensão de muitos textos.

A Secção com diversos artigos será alterada sempre que surgir um artigo cuja importância seja relevante para os leitores.

Até às 0000UTC do dia 14 de Dezembro de 2003 tiveram lugar 999 acessos à página do ***Em Órbita*** (desde 16 de Outubro de 2003), tendo sido realizados um total de 691 *downloads* das edições do boletim ***Em Órbita***.



Temos recebido muitos comentários sobre a página do ***Em Órbita*** e de forma geral as opiniões são muito positivas.

A página do ***Em Órbita*** tem o apoio da página **Astronomia no Zénite** de José Roberto Costa e que pode ser acedida em http://zenite.nu/. Segundo José Roberto, a página **Astronomia no Zénite** constitui "Uma viagem pelo universo, onde o cibernauta tem a oportunidade de descobrir a relação entre a Astronomia e o futebol, o céu da bandeira do Brasil, as colisões de galáxias, os eclipses do século XXI e a exploração espacial, entre outros assuntos".

Voo espacial tripulado

Estatísticas

Esta secção do ***Em Órbita*** será dedicada a estabelecer as estatísticas relacionadas com o programa espacial tripulado em geral. A secção será actualizada todos os meses à medida que vão tendo lugar os diferentes voo espaciais tripulados e à medida que decorre a permanência dos membros da *Expedition Eight* a bordo da ISS.

Os 10 mais experientes (a 15 de Dezembro de 2003)

Sergei Vasilyevich Avdeyev	747d 14h 09m 36s
Valeri Vladimirovich Polyakov	678d 16h 33m 36s
Anatoli Yakovlevich Solovyov	651d 00h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	624d 09h 21m 36s
Victor Mikhailovich Afanasyev	555d 18h 28m 48s
Yuri Vladimirovich Usachyov	552d 22h 19m 12s
Musa Khiramanovich Manarov	541d 00h 28m 48s
Alexander Stepanovich Viktorenko	489d 01h 40m 48s
Alexander Yurievich Kaleri	473d 21h 42m 43s
Nikolai Mikhailovich Budarin	444d 01h 26m 24s

Os 10 menos experientes

Gherman Stepanovich Titov	1d 01h 18m 00s
Boris Borisovich Yegorov	1d 00h 17m 03s
Konstantin Petrovich Feoktistov	1d 00h 17m 03s
Yang Liwei	0d 21h 21m 36s
Virgil Ivan 'Gus' Grissom	0d 05h 08m 37s
Malcom Scott Carpenter	0d 04h 56m 05s
Yuri Alexeievich Gagarin	0d 1h 48m 00s
Sharon Christa McAuliffe	0d 00h 01m 13s
Gregory Bruce Jarvis	0d 00h 01m 13s
Michael John Smith	0d 00h 01m 13s

Os 10 voos mais longos

Valeri Vladimirovich Polyakov	437d 16h 48m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	379d 14h 24m 00s
Musa Khiramanovich Manarov	365d 21h 36m 00s
Vladimir Georgievich Titov	365d 21h 36m 00s
Yuri Viktorovich Romanenko	326d 12h 00m 00s
Sergei Konstantinovich Krikalyov	311d 19h 12m 00s
Valeri Vladimirovich Polyakov	240d 21h 36m 00s
Leonid Denisovich Kizim	237d 00h 00m 00s
Vladimir Alexeievich Solovyov	237d 00h 00m 00s
Oleg Yurievich Atkov	237d 00h 00m 00s

Os 10 mais experientes em AEV

Anatoli Yakovlevich Solovyov	77h 41m 00s
Jerry Lynn Ross	58h 27m 00s
Steven Lee Smith	49h 34m 00s
Nikolai Mikhailovich Budarin	46h 14m 00s
Yuri Ivanovich Onufriyenko	43h 14m 00s
Talgat Amangeldyevich Musabayev	43h 02m 00s
James Hansen Newman	42h 24m 00s
Sergei Vasilyevich Avdeyev	41h 59m 00s
Victor Mikhailovich Afanasyev	38h 33m 00s
Vladimir Nikolaievich Dezhurov	37h 56m 00s

Astronautas com maior número de voos

Jerry Lynn Ross	7
Franklin R. Los Angeles Chang-Diaz	7
John Watts Young	6
Curtis Lee Brown, Jr.	6
James Donald Wetherbee	6
Collin Michael Foale	6

Número de cosmonautas e astronautas por país

E.U.A.	270	Bulgária	2	Eslováquia	1	Mongólia	1
U.R.S.S. / Rússia	98	Afeganistão	1	Espanha	1	Polónia	1
Alemanha	10	África do Sul	1	Holanda	1	Roménia	1
França	9	Arábia Saudita	1	Hungria	1	Síria	1
Canadá	8	Áustria	1	Índia	1	Suíça	1
Japão	5	Checoslováquia	1	Inglaterra	1	Ucrânia	1
Itália	4	China	1	Israel	1	Vietname	1
Bélgica	2	Cuba	1	México	1	**TOTAL**	431

Soyuz TMA-3 ISS-7S Cervantes

A tripulação da Soyuz TMA-3

A tripulação da Soyuz TMA-3 foi constituída pelo cosmonauta Alexander Yurievich Kaleri, pelo astronauta Collin Michael Foale e pelo cosmonauta Pedro Francisco Duque (Espanha). A tripulação suplente era constituída pelo cosmonauta Valery Ivanovich Tokarev, pelo astronauta William Surles McArthur, Jr. e pelo cosmonauta André Kuipers (Holanda).

Alexander Yurievich Kaleri (265RUS73; 2RUS48-193; 3RUS27-133; 4RUS12-79) – Engenheiro Aeroespacial nascido a 13 de Maio de 1956 na cidade de Yurmala, Letónia. Ingressou no Instituto Físico-Teconológico de Moscovo em 1973, tendo-se graduado em 1979. Posteriormente trabalhou na Corporação NPO Energiya, tendo permanecido como estudante de pós-graduação no Instituto até 1983 desenvolvendo experiências para a Salyut-7 e para a Mir.

Kaleri quis ser cosmonauta mal ingressou na corporação, no entanto as regras da organização exigiam pelo menos três anos de serviço. Em Dezembro de 1982 foi sujeito a uma comissão médica sendo aprovado para o treino de cosmonauta a 13 de Abril de 1984. Entre Novembro de 1985 e Outubro de 1986 frequentou o curso básico de cosmonauta e em Abril de 1987 foi nomeado para o grupo de treino para uma missão à estação espacial Salyut-7 nume equipa de reserva juntamente com o cosmonauta Vladimir Afanasyevich Lyakhov. Um mês mais tarde substituiu o cosmonauta Sergei Alexandrovich Yemelyanov na tripulação suplente da missão Soyuz TM-4 que foi lançada a 21 de Dezembro de 1987.

Logo após o treino como suplente na missão Soyuz TM-4, Kaleri iniciou o treino para a missãi Soyuz TM-7 juntamente com o cosmonauta Alexander Alexandrovich Volkov, mas foi substituído por motivos médicos em Março de 1988 pelo cosmonauta Sergei Konstantinovich Krikalyov. Kaleri requalificou-se para o treino em Outubro de 1989 e regressou ao treino activo como suplente para a missão Soyuz TM-12 lançada a 18 de Maio de 1991. Alexander Kaleri e Alexander Volkov foram nomeados então para a missão Soyuz TM-13, porém Kaleri viu a sua oportunidade adiada quando o seu lugar foi ocupado pelo cosmonauta Toktar Ongarbaevich Aubarikov do Cazaquistão.

Posteriormente Kaleri foi nomeado para a tripulação principal da missão Soyuz TM-14 / EO-11 juntamente com os cosmonautas Alexander Stepanovich Viktorenko e Klaus-Dietrich Flade, este último da Alemanha. A missão Soyuz

TM-14 foi lançada a 17 de Fevereiro de 1992 e os dois cosmonautas regressaram à Terra a 10 de Agosto de 1992 após um voo com uma duração de 145d 14h 09m 36s, durante o qual realizaram uma saída para o espaço a 8 de Julho.

A segunda missão de Kaleri teve lugar a 17 de Agosto de 1996 a bordo da Soyuz TM-24 e juntamente com os cosmonautas Valeri Grigoryevich Korzun e Claudie André-Deshays Haigneré, esta última da França. Valeri Korzun e Alexander Kaleri substituíram a tripulação original constituída pelos cosmonautas Pavel Vladimirovitch Vinogradov e Gennady Mikhailovich Manakov, devido a problemas de saúde deste último. Durante a permanência a bordo da estação espacial Mir, Korzun e Kaleri realizaram duas saídas para o espaço (2 de Dezembro e 9 de Dezembro de 1996) e compartilharam a permanência em órbita com três astronautas da NASA (Matilda Shannon Wells Lucid, John Elmer Blaha e Jerry Michael Linenger). Durante a permanência na Mir foi também registada uma situação de extrema gravidade quando um incêndio irrompeu a bordo do módulo Kvant a 23 de Fevereiro de 1997. Os dois homens regressaram à Terra a 2 de Março de 1997 após um voo de 196d 17h 31m 12s.

A terceira missão de Alexander Kaleri teve lugar a 4 de Abril de 2000 a bordo da Soyuz TM-30, juntamente com o cosmonauta Sergei Viktorovich Zaletin. Os dois reactivaram a estação espacial Mir onde permaneceram quase 70 dias. A missão terminou a 16 de Junho de 2000 após um voo de 72d 19h 40m 48s.

A quando da edição deste número do ***Em Órbita***, Alexander Kaleri possuía um total de 473d 21h 42m 43s de experiência em voo espacial e um total de 19h 28m 12s de experiência em AEV.

Collin Michael Foale (267EUA167; 2EUA104-149; 3EUA61-85; 4EUA38-44; 5EUA14-17; 6EUA7-7) – Nascido a 6 de Janeiro de 1957 em Louth, Inglaterra, Michael Foale será um dos astronautas actuais mais famosos da NASA. Foale formou-se na Kings School, Canterbury, em 1975, e frequentou o Queens College, Cambridge, recebendo um Bacharelato em Física em 1978. Terminou o seu Dourturamento em Astrofísica Laboratorial no Queens College em 1982. Duranteo seu período de douturamento Foale participou em vários projectos científicos de mergulho, incluindo duas pesquisas arquelógicas subaquáticas em cooperação como governo grego e um mergulho ao galeão Mary Rose em 1981.

Em 1982 Foale foi morar para os Estados Unidos tendo ingressado na Corporação McDonnell Douglas, Houston – Texas, trabalhando nos sistemas de navegação dos vaivéns espaciais. Em Junho de 1983 ingressou no Johnson Space Center da NASA como oficial de carga trabalhando na preparação das missões STS-51G, STS-51I, STS-61B e STS-61C.

Foi seleccionado para astronauta em Junho de 1987 (Grupo 12) juntamente com mais 14 pilotos e especialista de voo, tendo-se qualificado em Agosto de 1988. Os seus serviços técnicos incluíram um turno no Shuttle Avionics Integration Laboratory e o desenvolvimento de técnicas de salvamento das tripulações da estação espacial Freedom.

A primeira missão espacial de Michael Foale teve lugar entre 24 de Março e 2 de Abril de 1992 a bordo do vaivém espacial OV-104 Atlantis. A missão STS-45 ATLAS-1 teve uma duração de 8d 22h 09m 05s e foi uma missão científica dedicada a estudos atmosféricos entre outros. A sua segunda missão foi a bordo vaivém espacial OV-103 Discovery e teve lugar entre os dias 8 e 17 de Abril de 1993. A missão STS-54 ATLAS-2 teve uma duração de 9d 06h 14m 24s e foi dedicada a estudos atmosféricos. A terceira missão espacial de Foale teve lugar entre os dias 3 e 11 de Fevereiro de 1995 e foi levada a cabo a bordo do vaivém espacial OV-103 Discovery. A missão STS-63 levou a cabo um encontro com a estação espacial russa Mir e teve uma duração de 8d 06h 29m 35s.

No início de 1996 Foale começou o treino no Centro de Teinos de Cosmonautas Yuri Gagarin para um voo de longa duração a bordo da estação espacial Mir. A sua missão a bordo da estação russa teve início a 15 de Maio de 1997 com o lançamento do vaivém espacial OV-104 Atlantis (STS-84). A acoplagem com a Mir teve lugar a 17 de Maio e Foale substituiu o astronauta Jerry Linenger a bordo da estação. Esta sua missão teve uma duração de 144d 13h 40m 48s (132 dias a bordo da Mir). A sua permanência na Mir com os cosmonautas Vasili Vasilievich Tsibliyev e Alexander Ivanovich Lazutkin foi marcada pela colisão entre o cargueiro Progress M-35 e a estação no dia 25 de Junho de 1997, dando início a uma série de incidentes que poderiam ter terminado com a ocupação permanente da estação. A situação acabou por ser controlada pela tripulação a bordo. Na parte final da sua estadia na Mir, Foale contou com a presença dos cosmonautas

Anatoli Yakovlevich Solovyov e Pavel Vladimirovitch Vinogradov. A 6 de Setembro de 1997 Michael Foale realizou uma saída para o espaço com o cosmonauta Anatoli Solovyov, tendo regressado à Terra a 6 de Outubro de 1997.

A quinta missão espacial de Foale teve lugar entre os dias 20 e 28 de Dezembro de 1999 a bordo do vaivém espacial OV-103 Discovery. A missão STS-103 HSM-3A teve como objectivo levar a cabo trabalhos de manutenção no telescópio espacial Hubble. A missão STS-103 teve uma duração de 7d 23h 11m 34s.

A quando da edição deste número do ***Em Órbita***, Michael Foale possuía um total de 260d 00h 21m 57s de experiência em voo espacial e um total de 18h 46m 12s de experiência em AEV.

Pedro Francisco Duque (383ESP1) – Nascido a 14 de Março de 1963 em Madrid, Espanha, Pedro Duque tornou-se no primeiro astronauta espanhol quando viajou na famosa segunda missão espacial de John Glenn a bordo do vaivém espacial Discovery.

Pedro duque foi o Engenheiro de Voo n.º 1 na missão Soyuz TMA-3, levando a cabo o programa de experiências Cervantes[1] durante a sua permanência na ISS.

É formado em Engenharia Aeronáutica pela *Escuela Técnica Superior de Ingenieros Aeronauticos*, Universidade Politécnica de Madrid, tendo terminado a sua graduação em 1986. Após a sua formação superior ingressou no *Grupo de Mecanica de Vuelo* (GVM) e no final de 1986 transferiu-se para o ESOC (*European Space Operations Center*), Darmstadt, na Alemanha.

Entre finais de 1986 e 1992 trabalhou no desenvolvimento de modelos, algoritmos e implementação de software de computação orbital, fazendo também parte da equipa de controlo de voo do satélite ERS-1 da ESA e do EURECA.

Em Maio de 1992 foi seleccionado como candidato a astronauta da ESA e até ao final desse terminou os programas de treino introdutório e básico no EAC (*European Astronaut Center*), Colónia, Alemanha, seguido de um programa de treino de quatro semanas levado a cabo no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin, Cidade das Estrelas, Rússia. Entre Janeiro e Julho de 1993 frequentou o curso geral de treino espacial no EAC. Em Agosto de 1993, Duque regressou ao Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin para se preparar como cosmonauta suplente na missão Euromir-94. No final do treino qualificou-se como cosmonauta-pesquisador para missões a bordo das cápsulas Soyuz TM e da estação espacial Mir.

Entre Maio e Outubro de 1994 Duque treinou para uma missão de 30 dias fazendo parte da tripulação suplente da missão Euromir-94 / EO-17 juntamente com os cosmonautas Yuri Gidzenko e Seguei Avdeev. A 4 de Outubro de 1994 foi suplente do cosmonauta alemão Ulf Merbold na missão Soyuz TM-20. Durante o voo Euromir-94 (entre 3 de Outubro e 4 de Novembro) levou a cabo funções como coordenador de tripulação no TsUP (Centro de Controlo de Missão Russo).

Em Janeiro de 1995 começou a sua preparação no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin para a missão Euromir-95 de 135 dias. Em Maio foi designado como Especialista de Missão Suplente para a missão STS-78 / LMS-1 a bordo do vaivém espacial OV-102 Columbia. Durante esta missão ele levou a cabo as funções de coordenador da tripulação no Centro Espacial Marshall, Huntsville – Alabama, Estados Unidos.

[1] Em honra de Miguel de Cervantes (1547-1616).

A tripulação suplente da Soyuz TMA-3. Da esquerda para a direita: William Surles McArthur, Jr., Valery Ivanovich Tokarev e André Kuipers. Imagem: RKK Energiya.

Entre Agosto de 1996 e Abril de 1998 Duque frequentou um curso de treino espacial geral no Centro Espacial Johnson, Houston – Texas, Estados Unidos, e no final desse curso qualificou-se como Especialista de Missão para o vaivém espacial.

O primeiro voo espacial de Pedro Duque teve lugar entre 29 de Outubro e 7 de Novembro de 1998 a bordo do vaivém espacial OV-103 Discovery na missão STS-95, servindo como Especialista de Missão. A missão STS-95 teve uma duração de 8d 21h 43m 57s.

Entre Outubro de 2002 e Fevereiro de 2003 permaneceu no Centro de Treino de Cosmonautas Yuri Gagarin, levando a cabo sessões de treino como Engenheiro de Voo n.º 1 para uma missão a bordo da Soyuz TMA para a ISS.

A Soyuz TMA e o foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG

A Soyuz TMA surge como uma versão melhorada da Soyuz TM de forma a permitir a sua utilização por tripulantes mais altos. As modificações básicas introduzidas no modelo TM tiveram como base os parâmetros antropométricos (Antropometricheskiy) dos astronautas americanos, além de aumentar o nível de protecção da tripulação durante o regresso à Terra ao diminuir a velocidade de aterragem e melhorando o sistema de absorção de impacto nas cadeiras dos ocupantes do veículo.

A Soyuz TMA foi desenvolvida ao abrigo dos acordos intergovernamentais entre a Rússia e os Estados Unidos no âmbito do programa da ISS. O objectivo principal deste veículo é o de proporcionar um meio de salvamento à tripulação residente da ISS e o de permitir a visita temporária de outras tripulações. Em voo o veículo tem as seguintes tarefas:

- Permitir a vista à ISS de uma tripulação de até três pessoas e pequenas cargas (equipamento de pesquisa, objectos pessoais dos tripulantes, equipamento para a estação orbital, etc.);
- O veículo deve permanecer num estado de prontidão que permita uma descida de emergência à tripulação da estação orbital em caso de situação de perigo em órbita, doença de algum dos ocupantes, etc. (função de regresso assegurado do veículo);
- Regresso da tripulação em visita à estação (a composição da tripulação no regresso pode ser alterada conforma a situação a bordo da estação espacial);
- Regresso de carga útil juntamente com a tripulação (cargas de baixo peso e volume que pode ser o resultado das pesquisas levadas a cargo a bordo da estação durante a permanência da tripulação de visita à estação);
- Eliminação de lixo e outros detritos que são colocados no Módulo Orbital e que são destruídos durante a reentrada atmosférica.

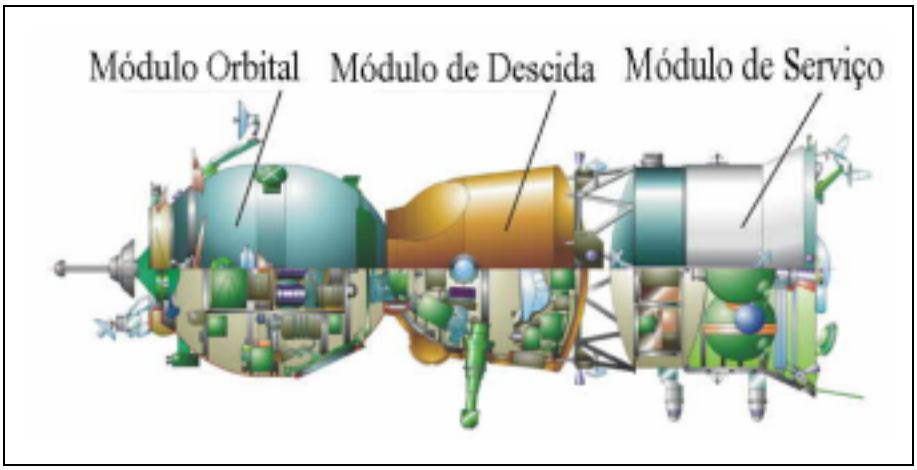
A Soyuz TMA pode transportar até três tripulantes tendo uma vida útil em órbita de 200 dias, podendo no entanto permanecer 14 dias em voo autónomo. Tendo um peso de total de 7.220kg[2] (podendo transportar 900 kg de combustível), o seu comprimento total é de 6,98 metros, o seu diâmetro máximo é de 2,72 metros e o seu volume habitável total é de 9,0 m^3. Pode transportar um máximo de 100 kg de carga no lançamento e 50 kg no regresso à Terra. A velocidade máxima que pode atingir no regresso à Terra com a utilização do pára-quedas principal é de 2,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de 1,4 m/s, porém com o pára-quedas de reserva a sua velocidade máxima é de 4,0 m/s e a velocidade normal será de 2,4 m/s[3]. Tal como o seu antecessor, o veículo Soyuz TMA é composto por três módulo principais:

[2] A Soyuz TMA-2 tinha um peso de 7.136 kg no lançamento.

[3] De salientar que no caso da Soyuz TM a velocidade máxima que o veículo poderia atingir no regresso à Terra utilizando o seu pára-quedas principal era de 3,6 m/s, sendo a sua velocidade normal de descida de 2,6 m/s. Com o pára-quedas de reserva a Soyuz TM poderia atingir uma velocidade máxima de 6,1 m/s, com uma velocidade normal de descida de 4,3 m/s.

- Módulo Orbital (*Botivoi Otsek*) – Tem um peso de 1.278 kg, um comprimento de 3,0 metros, diâmetro de 2,3 metros e um volume habitável de 5,0 m^3. Está equipado com um sistema de acoplagem dotado de uma sonda retráctil com um comprimento de 0,5 metros, e um túnel de transferência. O comprimento do colar de acoplagem é de 0,22 metros e o seu diâmetro é de 1,35 metros. O sistema de acoplagem Kurs está equipado com duas antenas, estando uma delas colocada numa antena perpendicular ao eixo longitudinal do veículo. Este módulo separa-se do módulo de descida antes do accionamento dos retro-foguetões que iniciam o regresso à Terra.
- Módulo de Descida (*Spuskaemiy Apparat*) – Podendo transportar até 3 tripulantes, tem um peso de 2.835 kg, um comprimento de 2,20 metros, um diâmetro de 2,20 metros e um volume habitável de 4,0 m^3. Possui 6 motores de controlo com uma força de 10 kgf que utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O Módulo de Descida permite aos seus tripulantes o uso dos seus fatos espaciais pressurizados durante as fases de lançamento e reentrada atmosférica, estando também equipado com o sistema de controlo do veículo, pára-quedas, janelas e sistema de comunicações. A aterragem é suavidade utilizando um conjunto de foguetões que diminui a velocidade de descida alguns segundos antes do impacto no solo.
- Módulo de Serviço (*Priborno-agregatniy Otsek*) – Tem um peso de 3.057 kg, um diâmetro base de 2,2 metros e um diâmetro máximo de 2,7 metros. Está equipado com 16 motores de manobra orbital com uma força de 10 kgf cada, e 8 motores de ajustamento orbital também com uma força de 10 kgf. Todos os motores utilizam N_2O_4 e UDMH como propolentes. O sistema de manobra orbital possui um I.E. de 305 s. O seu sistema eléctrico gera 0,60 kW através de dois painéis solares com uma área de 10,70 m^2.

Porém, na realidade, a verificaram-se mais modificações entre as cápsulas Soyuz-11[4] e Soyuz-12 do que as registadas entre a versão TM e a versão TMA da Soyuz. Assim, a Soyuz TMA pode ser encarada como uma modificação menor da Soyuz TM. No futuro a RKK Energiya prepara a construção de verdadeiros novos modelos da Soyuz, mais precisamente uma versão intermédia denominada Soyuz TMS e uma versão final denominada Soyuz TMM, apesar de não haver qualquer indicação sobre a possível data e entrada ao serviço destes veículos.



A Soyuz TMS terá computadores melhorados, dois motores de travagem adicionais no seu sistema de aproximação e acoplagem, e os seus pára-quedas poderão ser abertos a mais baixa altitude de forma a aumentar a precisão da aterragem tendo em vista a mudança do local de aterragem para território russo.

Por seu lado a Soyuz TMM terá modificações semelhantes às da Soyuz TMS, além da introdução de um novo sistema de transmissão por satélite (Regul) e um novo sistema de encontro e acoplagem (Kurs-MM). De maior importância será a sua capacidade de permanecer no espaço por períodos de 380 dias, reduzindo assim de forma excepcional o número de missões. A versão Soyuz TMM terá também um único computador colocado no Módulo de Descida, ao contrário do que se passa actualmente com a existência de um computador no Módulo de Descida e outro no Módulo de Serviço).

O lançador 11A511U-FG Soyuz-FG é uma versão melhorada do foguetão 11A511U Soyuz-U. Esta versão possui motores melhorados e sistemas aviónicos modernizados, além de possuir um número de componentes fabricados fora da Rússia muito reduzido. O 11A511U-FG Soyuz-FG pertence à família do R-7 tendo também tem as designações Sapwood (NATO), SL-4 (departamento de Defesa dos Estados Unidos) e A-2 (Designação Sheldom).

É um veículo de três estágios no qual o primeiro consiste em quatro propulsores laterais a combustível líquido que auxiliam o veículo nos minutos iniciais do voo. O Block A constitui o corpo principal do lançador e está equipado com um motor RD-118. Tendo um peso bruto de 105.400 kg, este estágio pesa 6.875 kg sem combustível e é capaz de desenvolver 101.931 kgf no vácuo. Tem um Ies de 311 s (Ies-nm de 245 s) e um Tq de 286 s. Como propolentes usa o LOX e o querosene. O Block A tem um comprimento de 27,8 metros e um diâmetro de 3,0 metros. O motor RD-118 foi desenhado por Valentin Glushko. É capaz de desenvolver uma força de 101.931 kgf no vácuo, tendo um Ies de 311 s e um Ies-nm de

[4] Recorde-se que foi a bordo da Soyuz-11 / 7K-OKS n.º 32 (05283 1971-053A) que faleceram os cosmonautas Georgi Timofeyevich Dobrovolski, Vladislav Nikolaievich Volkov e Viktor Ivanovich Patsayev, quando regressavam a 29 de Junho de 1971, de uma estadia recorde a bordo da estação espacial Salyut-1.

245 s. O seu tempo de queima é de 300 s. As suas diferenças de performance em relação ao RD-107 são resultado da utilização na totalidade de componentes russos.

Em torno do Block A estão colocados quatro propulsores designados Block B, V, G e D. Cada propulsor tem um peso bruto de 44.400 kg, pesando 3.810 kg sem combustível. Têm um diâmetro de 2,7 metros e um comprimento 19,6 metros, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo, tendo um Ies de 310 s e um tempo de queima de 120 s. Cada propulsor está equipado com um motor RD-117 que consome LOX e querosene, desenvolvendo 104.123 kgf no vácuo durante 130 s. O seu Ies é de 310 s e o Ies-nm é de 264 s.

O último estágio do lançador é o Block I equipado com um motor RD-0124 (11D451M ou 14D23). Tem um peso bruto de 25.500 kg e sem combustível pesa 2.355 kg. É capaz de desenvolver 30.000 kgf e o seu Ies é de 359 s, tendo um tempo de queima de 3000 s. Tem um comprimento de 6,7 metros, um diâmetro de 2,7 metros, utilizando como combustível o LOX e o querosene. O motor RD-0124 foi desenhado por Semyon Ariyevich Kosberg. Tem um peso de 408 kg e possui quatro câmaras de combustão que desenvolvem uma pressão de 157,00 bar. No vácuo desenvolve uma força de 30.000 kgf, tendo um Ies de 359 s e um tempo de queima de 3000 s. Tem um diâmetro de 2,4 metros e um comprimento de 1,6 metros.

O 11A511U-FG Soyuz-FG é capaz de colocar uma carga de 7.420 kg numa órbita média a 193 km de altitude e com uma inclinação de 51,8º em relação ao equador terrestre. No total desenvolve uma força de 422.500 kgf no lançamento, tendo uma massa total de 305.000 kg. O seu comprimento atinge os 46,1 metros e a sua envergadura com os quatro propulsores laterais é de 10,3 metros.

O primeiro lançamento de um veículo 11A511 Soyuz deu-se a 28 de Novembro de 1966 a partir do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur. Neste dia o lançador 11A511 Soyuz (n.º 1) colocou em órbita o satélite Cosmos 133 Soyuz 7K-OK n.º 2 (02601 1966-107A). Por seu lado o primeiro 11A511U Soyuz-U foi lançado a 18 de Maio de 1973, a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk e colocou em órbita o satélite Cosmos 559 Zenit-4MK (06647 1973-030A). O primeiro desaire com o 11A511U Soyuz-U ocorreu a 23 de Maio de 1974, quando falhou o lançamento de um satélite do tipo Yantar-2K a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk. O primeiro lançamento de um 11A511U-FG Soyuz-FG deu-se a 20 de Maio de 2001, tendo colocado em órbita o cargueiro Progress M1-6 (26773 2001-021A) em direcção à ISS.

O programa de voo Cervantes e da *Expedition Eight*

A agência espacial russa Rosaviakosmos, a corporação espacial Krorolev Energiya e a agência espacial europeia ESA, chegaram a um acordo no dia 15 de Maio de 2003 para a realização de um espacial no qual participaria um astronauta europeu. O programa de voo Cervantes implementou 60 sessões experimentais nos quais foram levados a cabo 20 experiências nas áreas das Ciências da Vida (6 experiências / 13 sessões), Biotecnologia (2 / 8), Pesquisa Tecnológica (3 / 16), Geofísica (1 / 2) e Projectos Educacionais (6 / 21).

As experiências levadas a cabo em cada área no âmbito do programa de voo Cervantes foram:

Ciências da Vida

- **AGEING** – estudou os efeitos da microgravidade na mobilidade, comportamento e resposta de envelhecimento de amostras de Drosophila;
- **ROOT** – efeitos do ambiente espacial na estrutura nuclear e funções de células da Arabidopsis thaliana;
- **GENEEXPRESSION** – efeitos do ambiente espacial no padrão da expressão dos genes da Drosophila melanogaster pupae;
- **CARDIOCOG-2** – estudo das alterações do sistema cardiovascular humano em gravidade zero;
- **NEUROCOG-2** – estudo comportamento cerebral humano no espaço tridimensional em ambiente de microgravidade;
- **SYMPATHO-2** – estudo da actividade simpatoadrenal em condições de microgravidade;
- **BMI-2** – medições da pressão sanguínea;
- **MEDPOS** – estudo da performance dos procedimentos médicos no espaço (levados a cabo no segmento americano da ISS).

Biotecnologia

- **MESSAGE-2** – estudos da evolução dos genes durante o voo espacial;
- **PROMISS-2** – monitorização do crescimento de cristais de proteínas utilizando um microscópio holográfico digital.

Pesquisa Tecnológica

- **NANOSLAB-2** – estudo dos mecanismos de agregação e cinemática das fases híbridas do ZSM-5 e do ZSM-5 / Silicate-1 em condições de microgravidade;
- ***CREW RESTRAINT*** – estudos ergonométricos da tripulação da ISS;
- ***3D CAMERA*** – obtenção de imagens utilizando uma câmara tridimensional a bordo da Soyuz TMA e da ISS.

Geofísica

- Observação de relâmpagos e de elfos.

Programa Educacional

- **WINOGRAD** – estudo da influência da microgravidade na formação de colunas Winogradsky;
- **CHONDRO** – estudo dos efeitos da microgravidade em células condrócitas;
- **VIDEO-2** – demonstração da acção das três Leis de Newton no ambiente espacial;
- **APIS** – demonstração dos efeitos da microgravidade no comportamento da rotação de um corpo rígido em torno do seu centro de massa;
- **THEBAS** – demonstração do comportamento de corpos esféricos sólidos de diferentes diâmetros em contentores fechados quando o sistema é oscilado numa só dimensão;
- **ARISS-2** – realização de sessões comunicações em rádio amador desde a ISS com estudantes dos ensinos primário e secundário de todo o mundo.

Durante a missão foram também levadas a cabo actividades de «relações públicas e simbólicas». Das experiências realizadas durante a missão Cervantes, 16 dessas experiências foram levadas a cabo no segmento russo da ISS, enquanto que 4 experiências (PROMISS, NANOSLAB, CRW RESTRAINT e MEDOPS) foram levas a cabo no segmento americano da estação espacial.

A missão Cervantes tirou também partido de material que havia já sido utilizado em missões anteriores, nomeadamente o Aquarius-B da missão Odissea (AGEING, ROOT e GENEEXPRESSION), da missão Andromede (LSO-S, CARDIOCOG-2, NEUROCOG-2) e da missão Marco Polo (CARDIOCOG-2 e NEUROCOG-2).

No entanto novo material teve de ser enviado para a ISS a bordo de vários veículos: Progress M-47 (16,00 kg), Progress M1-10 (22,41 kg), Progress M-48 (18,78 kg) e Soyuz TMA-3 (15,54 kg). Deste material somente 16,30 kg foi trazido de volta para a Terra no final da missão com os resultados experimentais.

Durante a missão foram atribuídas 57h 30m para a realização das experiências no âmbito da missão Cervantes (Yuri Malenchenko – 3h 20m; Alexander Kaleri – 10h 45m; Pedro Duque – 43h 25m). As experiências foram levadas a cabo na sua maioria por Pedro Duque com assistência dos dois cosmonautas russos a bordo.

Ao longo da *Expedition Eight*, Alexander Kaleri e Michael Foale terão como principal objectivos a manutenção dos sistemas da ISS e a realização de um programa de experiências científicas, além de uma actividade extraveícular prevista para ter lugar em Fevereiro de 2004. Esta saída para o espaço terá como objectivo a recolha e troca de experiências no exterior da estação e a colocação no exterior do módulo Zvezda de equipamento necessário para suportar as missões dos veículos europeus ATV (*Automated Transfer Vehicles*) que terão início em finais de 2004. Os ATV terão como principal função o transporte de mantimentos para a ISS.

O programa de voo da tripulação da *Expedition Eight* irá procurar implementar 130 sessões experimentais nos quais serão levados a cabo 42 experiências nas áreas das Ciências da Vida (16 experiências / 36 sessões), Estudo dos Recursos Naturais e Monitorização Ecológica (1 / 6), Biotecnologia Espacial (7 / 7), Pesquisa Tecnológica (10 / 58), Geofísica (3 / 19), Problemas de Energia e Sistemas de Propulsão (1 / 1), Estudos dos Raios Espaciais (1 / 1) e Actividades Contratuais (3 / 3).

As experiências que serão levadas a cabo em cada área no âmbito do programa de voo da tripulação da missão ISS-8 são:

- **Pesquisa Geofísica**

  Relaksatsia – tem como objectivo o estudo das reacções químicas luminescentes e dos fenómenos ópticos atmosféricos que ocorrem durante a interacção a alta velocidade entre os produtos da exaustão dos motores a jacto e a alta atmosfera terrestre, além de estudar os fenómenos ópticos que têm lugar durante a reentrada de corpos na alta atmosfera terrestre rarefeita e as suas propriedades no ultravioleta.

  Uragan – tem como objectivo o desenvolvimento de um sistema espacial e terrestre para a prevenção de desastres naturais e originados pelo Homem. Experiência realizada em conjunto com a NASA.

  Molniya-SM – estudo das emissões ópticas na atmosfera e ionosfera terrestres, associadas com tempestades electromagnéticas e actividades sísmica.

- **Ciências da Vida**

  Sprut-MBI – estudo dos volumes de líquidos intercelular e intracelular; estudo dos mecanismos de adaptação e prevenção de impacto desfavorável do ambiente de gravidade zero, e tolerância ortostática após o voo.

  Diurez – obtenção de novos dados relacionados com o metabolismo da água / sal e controlo hormonal da volemia num ambiente de gravidade zero, com estudo do período de readaptação após o voo.

  Parodont – investigação de tecido odontológico em condições de voo espacial. Determinação da concentração de imunoglobina no fluído oral; determinação dos rácios de anticorpos e microflora patogénica; investigação da natureza da microflora odontológica; desenvolvimento de ajudas para doenças odontológicas.

  Farma – estudo integrado das características distintas do mecanismo de distribuição e de eliminação de substâncias farmacêuticas durante o voo espacial de longa duração. Estudo da eficiência terapêutica de um medicamento no organismo humano exposto aos factores do voo espacial.

  Cardio-ODNT – investigação da dinâmica dos factores básicos da actividade cardíaca e da circulação sanguínea. Investigação das respostas dos grandes e pequenos circuitos de circulação sanguínea quando é aplicada uma pressão negativa na parte inferior do corpo e a sua dependência da sua resposta tendo em conta o estado inicial do sistema cardiovascular.

  Biotest – semelhante à experiência Molniya-SM.

  Profilaktika – obtenção de novos dados sobre os mecanismos e eficiência dos vários modos de prevenção física dos efeitos adversos da microgravidade no corpo humano – redução da

estabilidade ortostática (tolerância do corpo humano ao movimentar-se de uma posição horizontal para uma posição vertical), redução das capacidades aeróbias (sistema respiratório), redução na força e resistência dos músculos, atrofia muscular e desmineralização óssea.

Pulse – aquisição de novos dados de modo a aprofundar os conhecimentos acerca dos mecanismos de adaptação dos sistemas cardíaco e respiratório ao voo espacial de longa duração.

Gematologia – Obtenção de novos dados sobre como os factores do voo espacial afectam o sistema sanguíneo humano com o objectivo de alargar o diagnóstico e as capacidades de prognóstico para a detecção dos mecanismos de alteração dos índices hematológicos.

Pilot – análise da actividade da tripulação a quando da implementação de modos simulados de sistemas robóticos e análise das estações de trabalho durante a realização da experiência.

Biorisk – acomodação e exposição de amostras passivas de materiais estruturados e de sistemas de substratos de microorganismos no interior do módulo de serviço da ISS.

Rastenia-2 – estudo da fenomenologia da evolução das plantas em gravidade zero e estudo da geminação e viabilidade das plantas.

Interacção intercelular – estudo da actividade citóxica de linfócitos humanos isolados durante o cultivo em conjunto com a cultura de células K-562 sobre condições de microgravidade.

Prognoz – desenvolvimento de um método de prevenção em tempo real para as cargas de radiação na tripulação.

Brados – teste de técnicas de radiação e dosimetria biológica.

Matryoshka-R – investigação da situação dinâmica radiológica no Módulo de Serviço e no Módulo de Acoplagem, bem como medição das doses acumuladas de radiação em modelos antropomórficos e esféricos. Melhoramento dos métodos de dosimetria espacial e avaliação do impacto da radiação no organismo dos tripulantes da estação espacial durante a variação orbital da dinâmica da situação radiológica.

- **Estudo dos Recursos Naturais e Monitorização Ecológica**

Diatomeya – investigação da estabilidade da localização geográfica e configuração das fronteiras das águas bioprodutivas dos oceanos.

- **Biotecnologia espacial**

Biodegradation – investigação dos estágios iniciais de colonização das superfícies de diversos materiais por microorganismos nos compartimentos pressurizados da ISS.

MSK – realização de cultivo de células num contentor controlado de forma termostática (designado Akvarius) e transporte dos resultados para a Terra.

Mimetik-K – desenvolvimento de novos produtos médicos.

KAF – desenvolvimento de substâncias biologicamente activas para medicina humana e veterinária.

Vaktsina-K – criação de novas vacinas contra doenças virais e desenvolvimento de uma vacina contra o SIDA.

Bioekologia – investigação do efeito do voo espacial nas propriedades fisiológicas e bioquímicas de culturas de microorganismos expostos a esses factores durante 1, 3, 6 e 12 meses.

Interleukin-K – produção de cristais de interleucócitos-1α, interleucócitos-1β e receptores antagonistas de interleucócitos-1 em condições de voo espacial, que poderão ser utilizados em análises de raios-x.

- **Pesquisa Tecnológica**

Meteoroid – melhorar o modelo espaço-temporal da distribuição da matéria meteoroidal e com origem humana através de uma monitorização do espaço orbital em torno na ISS.

Tenzor – desenvolvimento teste das técnicas que melhor definem as características dinâmicas de modo a se obter uma maior precisão na determinação do controlo de atitude.

Vektor-T – estudo do sistema de alta previsão do movimento da ISS.

Izgib – identificação do ambiente gravitacional na ISS.

Privyazka – investigação da deformação do corpo da ISS; desenvolvimento de técnicas para a alta precisão dos instrumentos científicos.

Iskazheniye – identificação e análise das interferências magnéticas da ISS para melhorar a precisão da determinação do controlo de atitude e determinar a forma como o campo magnético da estação orbital influencia o resultado das experiências científicas.

Identifikatsiya – identificação das cargas dinâmicas na ISS quando diferentes operadores dinâmicos estão a funcionar na estação, nomeadamente a quando da acoplagem, correcções orbitais, execução de exercícios físicos, actividades extraveículares, etc. Investigação das condições de micro-aceleração com o intuito de determinar os níveis de micro-aceleração nas áreas que envolvem experiências tecnológicas e determinação dos níveis inadmissíveis.

Toksichnost – identificação dos níveis de toxicidade de amostras de água medindo a variação na luminescência do biossensor microbial Ekolum durante a sua interacção com as substâncias contidas na amostra e comparação com os valores standard. Modificação do Ekolum para que seja utilizado durante as condições de voo espacial para análise da toxicidade da água na ISS.

Vektor-T – desenvolvimento de um sistema de procedimentos de predição do movimento da ISS, sua orientação e sistema de controlo de navegação.

Plasma Crystal – desenvolvimento de procedimentos para a geração e monitorização de estruturas ordenadas de micro partículas no plasma.

Skorpion – desenvolvimento de um instrumento multi-utilitário para a monitorização dos parâmetros ambientais no interior dos compartimentos pressurizados do Módulo de Serviço da ISS.

- **Problemas de Sistemas de Energia Espaciais e Sistemas de Propulsão**

  Kromka – verificação da eficiência dos dispositivos de protecção da dinâmica dos gases.

- **Estudo dos Raios Cósmicos**

  Platan – estudo da composição elementar e obtenção do espectro energético detalhado dos núcleos dos grupos ferrosos nos raios cósmicos galácticos e dos iões presentes nos raios cósmicos solares no intervalo de energias entre os 30 MeV/núcleo e os 200 MeV/núcleo. Um objectivo adicional é a detecção de micro partículas na vizinhança da ISS.

- **Actividades Comerciais**

  GTS – geração de um sinal em "*downlink*" de alta precisão temporal. Esta é a primeira pesquisa comercial realizada no segmento russo da ISS e foi paga pela ESA.

  MPAC&SEED – investigação da situação dos micro meteoritos na órbita da ISS e obtenção de dados experimentais sobre a exposição aos factores espaciais de amostras de materiais, filmes, componentes de sistemas electrónicos e mecânicos que serão utilizados pela NASDA em sistemas espaciais avançados.

  GCF-NASDA – crescimento e produção de cristais de macro moléculas biológicas em condições de microgravidade.

A missão espacial Soyuz TMA-3 / ISS-6S Cervantes

O principal objectivo de Foale e Kaleri para a missão Soyuz TMA-3 foi a acoplagem do seu veículo ao módulo Pirs e a posterior substituição dos três membros da *Expedition Seven*, ao mesmo tempo que levavam a cabo a substituição de todo o material associado com a anterior tripulação. O equipamento crítico obtido durante o período de transição entre as duas tripulações foi colocado a bordo da Soyuz TMA-2 e regressou à Terra com a anterior expedição.

Por ordem de prioridade, as outras tarefas a realizar durante a permanência em órbita são:

- Apoio ao astronauta espanhol Pedro Duque;
- Realização de experiências no âmbito do científico estabelecido e implementação do programa científico Cervantes;
- Realização de tarefas de manutenção e apoio de engenharia na ISS

- Realização de eventos de relações públicas e actividades comemorativas;
- Realização de sessões de comunicação com o controlo russo da ISS a partir da estação e da nave Soyuz TMA-3.

A missão espacial russa Soyuz TMA-3 estava inicialmente agendada para ter lugar a 23 de Abril de 2003, no entanto no mesmo dia em que o vaivém espacial OV-102 Columbia se desintegrava nos céus do Texas, a agência espacial russa propunha um adiamento da sua missão para a ISS.

Uma consequência do acidente com o vaivém espacial americano foi a limitação dos consumíveis a bordo da ISS, tendo os membros do projecto acordado em que enquanto os vaivéns espaciais americanos permanecessem impedidos de voar, logo de transportar grandes quantidades de carga para a estação, o número de ocupantes a bordo da estação espacial seria reduzido para dois membros no que foi denominado de "tripulações *caretakers*". Estas tripulações teriam como principal função a manutenção da ISS, pois se mesmo com três tripulantes a bordo o número de horas disponíveis para a investigação científica é reduzido, este número baixa com a presença de somente dois tripulantes a bordo.

No princípio de Março a ESA concordava com o adiamento do voo de Pedro Duque por um período de seis meses e a tripulação que na altura se encontrava a bordo da ISS (Kenneth Bowersox, Donald Pettit e Nikolain Budarin) regressaria à Terra a bordo da Soyuz TMA-1 (que se encontrava acoplada à ISS desde 1 de Novembro de 2002), sendo a Soyuz TMA-2 lançada com somente dois cosmonautas a bordo. Os três membros da *Expedition Six* deveriam ser substituídos por uma nova tripulação que seria lançada em Março de 2003 na missão STS-114 pelo vaivém espacial OV-104 Atlantis. O resultado do adiamento da missão de Pedro Duque foi o também adiamento da missão do astronauta holandês Andre Kuipers para Abril de 2004, pois a sua missão deveria ter lugar em Outubro de 2003.

Com o adiamento da missão Cervantes foi decido prolongar os preparativos para a missão pelos meses seguintes, tendo Pedro Duque sido integrado numa nova tripulação juntamente com o cosmonauta Alexander Kaleri e com o astronauta Michael Foale, que substituiriam Yuri Malenchenko e Edward Lu que haviam sido lançados a bordo da Soyuz TMA-2.

De 8 a 12 de Setembro foi levada a cabo uma série de sessões de treino envolvendo as duas tripulações nomeadas para a Soyuz TMA-3. Nestas sessões de treino os seis homens puderam ensaiar o praticar todos os procedimentos que seriam levados a cabo no dia do lançamento, bem como durante os dias que antecederiam a acoplagem com o módulo Pirs da ISS. Estas sessões de treino foram levadas a cabo nas instalações da Corporação RKK Energiya.

A 1 de Outubro a Comissão Inter-departamental decidia que a tripulação principal para a missão Soyuz TMA-3 se encontrava pronta para levar a cabo o voo, sendo a tripulação suplente constituída pelo cosmonauta Valery Tokarev, pelo astronauta William McArthur e pelo astronauta Andre Kuipers. A comissão definia também o dia 18 de Outubro como a data de lançamento da missão Soyuz TMA-3. As duas tripulações chegariam ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur a 6 de Outubro continuando o programa de treinos para o voo espacial e mantendo-se sobre uma estrita vigilância médica. Nesta fase a tripulação procedeu também à inspecção da cápsula espacial. No dia 7 de Outubro, e em continuação dos seus treinos de preparação, as duas tripulações procederam à prova dos seus fatos espaciais.

A 8 de Outubro a cápsula espacial Soyuz TMA-3 (11F732 7K-STM n.º 213) era abastecida com os seus propolentes hipergólicos armazenáveis bem como com os gases necessários para a pressurização dos seus tanques. A cápsula foi introduzida no interior da ogiva de protecção do seu foguetão lançador a 11 de Outubro e no dia seguinte as duas tripulações chegavam ao Cosmódromo GIK-5 Baikonur para iniciarem os preparativos e levarem a cabo os treinos finais para a missão. As duas tripulações procederam à inspecção da Soyuz TMA-3 no interior do edifício de teste e montagem no cosmódromo no dia 13 de Outubro.

O módulo orbital do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG contendo a cápsula Soyuz TMA-3, foi transportada no dia 14 de Outubro para o edifício de integração e montagem do lançador onde seria acoplada com os estágios inferiores do veículo. Às 1100UTC foi levada a cabo uma reunião da Comissão Governamental e da Direcção Técnica que decidiu prosseguir com o transporte do foguetão 11A511U-FG Soyuz-FG contendo a cápsula Soyuz TMA-3 para a plataforma de lançamento. Neste mesmo dia procedeu-se á integração do módulo orbital do foguetão lançador com os estágios inferiores.

A 16 de Outubro (0100UTC) era instalado na plataforma de lançamento 17P32-5 (LC1 PU-5) o foguetão lançador 11A511U-FG Soyuz-FG com a cápsula Soyuz TMA-3. O transporte do lançador é feito na posição horizontal e este é posteriormente colocado na vertical após chegar à plataforma de lançamento. Nesse mesmo dia a comissão estatal dava autorização para abastecimento do lançador e autorizava o lançamento a ter lugar às 0538UTC, com a tripulação a ingressar na Soyuz às 0330UTC.

Nas horas que antecederam o lançamento os três tripulantes da Soyuz TMA-3 realizaram várias entrevistas nas quais comentaram o primeiro voo espacial tripulado da China que teve lugar a 15 de Outubro. A tripulação afirmou que se sentia esperançada para que um dia a China pudesse fazer parte do rol de países que constituem o projecto da estação espacial internacional, não vendo este país como um rival na exploração do espaço. Alexander Kaleri afirmou que não se encontravam longe os dias nos quais os países iriam cooperar na exploração do espaço, comentando que preferia ver a China no projecto da ISS em vez de prosseguir como desenvolvimento de uma estação espacial própria.

Nesta altura os principais dirigentes espaciais russos afirmavam já existirem dificuldades evidentes no financiamento do programa espacial tripulado da Rússia e em especial na participação na ISS. Em resultado destas dificuldades o lançamento do cargueiro espacial Progress que estava previsto para ter lugar em Novembro foi adiado para Janeiro de 2004, no entanto os responsáveis russos indicariam que a razão deste adiamento se deveria ao facto de existirem a bordo da ISS quantidades suficientes de mantimentos e combustível, não se justificando uma missão logística nesta altura.

Partindo da mesma plataforma onde em 12 de Abril de 1961 Yuri Gagarin inaugurou as viagens espaciais tripuladas, a Soyuz TMA-3 foi lançada às 0538:03UTC do dia 18 de Outubro. Após entrar em órbita terrestre a cápsula iniciou dois dias de verdadeira perseguição à ISS.

Nos dois dias que antecederam a acoplagem a Soyuz TMA-3 realizou uma série de manobras orbitais de forma a igual a sua órbita com a da ISS. Os parâmetros orbitais obtidos após cada manobra estão referidos na seguinte tabela:

Data	Hora (UTC)	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inc. Orb. (º)	Per. Orb. (min)
18 / Out.		242,00	220,00	54,67	88,64
18 / Out.	0657:36	233,00	194,00	51,65	88,77
18 / Out.	1019:12	267,00	209,00	51,66	89,26
18 / Out.	1019:12	268,00	213,00	51,66	89,31
18 / Out.	1145:36	273,00	266,00	51,63	89,90
19 / Out.	1257:36	273,00	270,00	51,63	89,94
20 / Out.	2302:24	385,00	376,00	51,63	92,15

A acoplagem ao módulo Pirs, que estava planeada para as 0716:20UTC, teve lugar às 0715:58UTC com as escotilhas de acesso à estação a serem abertas às 1019UTC.

Pedro Duque passou uma semana a bordo da ISS tendo regressado à Terra a bordo da Soyuz TMA-2 juntamente com o cosmonauta Yuri Malenchenko e o astronauta Edward Lu. A aterragem teve lugar a 3 de Maio de 2003 a 38 km de Arkylyk, Cazaquistão.

Crónicas Espaciais (VI)

Por Don Pettit, ISS Expedition Six Science Officer

Movimentos no espaço

Para se obter um movimento unidireccional, é desejável que se aplique uma força através do nosso centro de gravidade, mas em primeiro lugar temos de saber onde está ele localizado no nosso corpo. Pode-se determinar rapidamente o centro de gravidade empurrando suavemente um determinado objecto e observar a sua rotação. Um método mais preciso é tentar induzir uma rotação ao longo de um eixo. Se a direcção da força não se encontrar no plano perpendicular ao eixo e for através do nosso centro de gravidade, então ir-se-á induzir uma rotação em mais do que um eixo. Ao fazer isto descobri que quando o meu corpo está alongado, então o centro de gravidade se encontra acima das ancas. Isto define a localização do nosso centro de gravidade quando nos movemos para a frente em gravidade nula da mesma maneira que o Super-Homem.

Quando nos movemos para a frente a posição natural dos nossos braços é sobre a cabeça para agarrar as coisas e as utilizarmos para nos impulsionar à medida que passam por nós. A órbita terrestre é o pior local para a Física do empurra se desejamos ter movimentos perfeitos e para exercermos forças com os nossos braços sobre a cabeça. Ao fazer isto vamos criar rotações indesejadas que terão de ser compensadas com mais empurrões, dando um aspecto estranho a todo o movimento.

Para me movimentar sem problemas, descobri que é melhor manter as nossas mãos ao longo das ancas quando exercemos alguma força e deixarmo-nos ir com a mesma posição e de cabeça em frente. Desta forma a nossa impulsão é direccionada através do centro de gravidade do nosso corpo e permite-nos controlar os nossos movimentos sem rotações indesejadas.

Em Órbita especial Natal 2003

Disponível a 24 de Dezembro de 2003

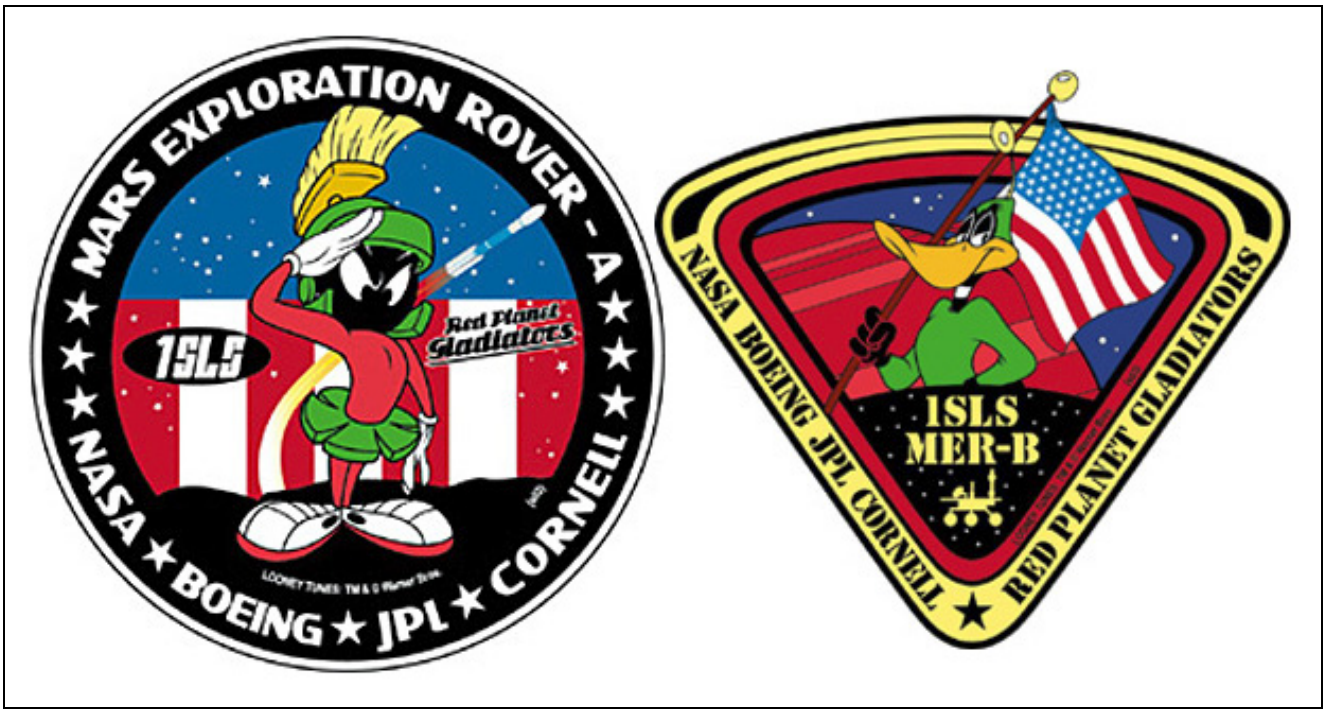
"Os Dias de Tempestade – O Vaivém Espacial Soviético"

Mars Exploration Rovers

Muito breve história da conquista de Marte

A primeira tentativa para lançar uma sonda para Marte teve lugar a 10 de Outubro de 1960 quando a União Soviética lançou a sonda 1M n.º 1. O lançamento teve lugar às 1427UTC e foi realizado a partir da Plataforma LC1 PU-5 do Cosmódromo NIIP-5 Baikonur por um foguetão 8K78 Molniya (L1-4M). A primeira fase do lançamento correu sem problemas, porém a ocorrência ressonância nos estágios superiores durante a queima do segundo estágio levou a uma falha no sistema de controlo. O lançador atingiu uma altitude de aproximadamente 120 km antes de reentrar na atmosfera terrestre, desintegrando-se sobre a Sibéria. Uma segunda tentativa teve lugar a 14 de Outubro de 1964. Neste dia um foguetão 8K78 Molniya (L1-5M) foi lançado desde o Cosmódromo NIIP-5 Baikonur (LC1 PU-5) tendo por missão colocar a sonda 1M n.º 2 numa trajectória em direcção a Marte. O lançamento teve lugar às 1351UTC, mas um problema com o foguetão levou a que os estágios superiores e a sonda fossem destruídos na reentrada atmosférica.

Desde Outubro de 1960 foram levadas a cabo 34 missões destinadas a Marte, das quais muitas não conseguiram atingir o seu objectivo.

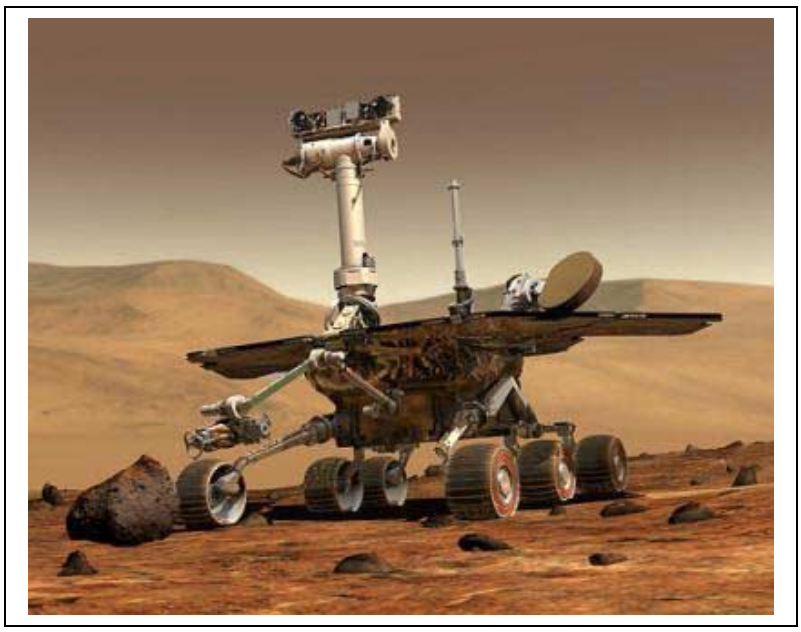


Sondas para Marte

Sonda	País	Designação Internacional	NORAD	Data Lançamento	Hora (UTC)	Veículo lançador	Local Lançamento	Plataforma
1M n.º 1	U.R.S.S.	1960-F12	-	10-Out-60	14:27:49	8K78 Molniya (L1-4M)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
1M n.º 2	U.R.S.S.	1960-F14	-	14-Out-60	13:51:03	8K78 Molniya (L1-5M)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mariner-1	E.U.A.	1962-F07	-	22-Jul-62	9:21:23	Atlas-Agena B (145D/AA5)	Cabo Canaveral	LC12
Sputnik 22 / 2MV-4 nº 1	U.R.S.S.	1962-057A	443	24-Out-62	17:55:04	8K78 Molniya (T103-15)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mars 1 / 2MV-4 nº 2	U.R.S.S.	1962-061C	450	1-Nov-62	16:14:16	8K78 Molniya (T103-16)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Sputnik 24 / 2MV-3 nº 1	U.R.S.S.	1962-062A	451	4-Nov-62	15:35:15	8K78L Molniya (T103-17)	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mariner-3	E.U.A.	1964-073A	923	5-Nov-64	19:22:05	Atlas-Agena D (289D/AA11)	Cabo Canaveral	LC13
Mariner-4	E.U.A.	1964-077A	938	28-Nov-64	14:22:01	Atlas-Agena D (288D/AA12)	Cabo Canaveral	LC12
Zond 2 / 3MV-4A nº 2	U.R.S.S.	1964-078A	945	30-Nov-64	13:12:00	8K78 Molniya	NIIP-5 Baikonur	LC1 PU-5
Mariner-6	E.U.A.	1969-014A	3759	25-Fev-69	1:29:00	Atlas Centaur SLV-3C (AC-20/5403C)	Cabo Canaveral	LC36B
M-69 No. 521 (2M nº 521)	U.R.S.S.	1969-F06	-	27-Mar-69	10:40:45	8K82K Proton-K D (240-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
Mariner-7	E.U.A.	1969-030A	3837	27-Mar-69	22:22:00	Atlas Centaur SLV-3C (AC-19/5105C)	Cabo Canaveral	LC36A
M-69 No. 522 (2M nº 522)	U.R.S.S.	1969-F07	-	2-Abr-69	10:33:00	8K82K Proton-K D (233-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
Mariner 8 / Mariner 71H	E.U.A.	1971-F04	-	8-Mar-71	1:11:02	Atlas Centaur SLV-3C (AC-24/5405C)	Cabo Canaveral	LC36A
M-71 3MS n.º 170 / Cosmos 419	U.R.S.S.	1971-042A	5221	10-Mai-71	16:58:42	8K82K Proton-K D (253-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
M-71 4M n.º 171 / Mars 2	U.R.S.S.	1971-045A	5234	19-Mai-71	16:22:44	8K82K Proton-K D (255-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
M-71 4M n.º 172 / Mars 3	U.R.S.S.	1971-049A	5252	28-Mai-71	15:26:30	8K82K Proton-K D (249-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
Mariner 9	E.U.A.	1971-051A	5261	30-Mai-71	22:23:04	Atlas Centaur SLV-3C (AC-23/5404C)	Cabo Canaveral	LC36B
M-73 3MS n.º 52S / Mars 4	U.R.S.S.	1973-047A	6742	21-Jul-73	19:30:59	8K82K Proton-K D (261-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
M-73 3MS n.º 53S / Mars 5	U.R.S.S.	1973-049A	6754	25-Jul-73	18:55:48	8K82K Proton-K D (262-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
3MP nº 50P / Mars 6	U.R.S.S.	1973-052A	6768	5-Ago-73	17:45:48	8K82K Proton-K D (281-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-23
3MP nº 51P / Mars 7	U.R.S.S.	1973-053A	6776	9-Ago-73	17:00:17	8K82K Proton-K D (281-01)	NIIP-5 Baikonur	LC81 PU-24
Viking-1 / Thomas Mutch Memorial Station	E.U.A.	1975-075A/C	8108/9024	20-Ago-75	21:22:00	Titan-IIIE (24E-4)	Cabo Canaveral	LC41
Viking-2	E.U.A.	1975-083A/C	8199/9408	9-Set-75	18:39:00	Titan-IIIE (23E-3)	Cabo Canaveral	LC41
1F n.º 101 / Phobos 1	U.R.S.S.	1988-058A	19281	7-Jul-88	17:38:04	8K82K Proton-K D-2 (356-02)	NIIP-5 Baikonur	LC200 PU-39
1F n.º 102 / Phobos 2	U.R.S.S.	1988-059A	19287	12-Jul-88	17:01:43	8K82K Proton-K D-2 (356-01)	NIIP-5 Baikonur	LC200 PU-40
Mars Observer	E.U.A.	1992-063A	22136	25-Set-92	17:05:00	Commercial Titan 3 (CT-4)	Cabo Canaveral	LC40
MGS - Mars Global Surveyor	E.U.A.	1996-062A	24648	7-Nov-96	17:00:49	Delta-2 7925A (D239)	Cabo Canaveral	LC17A
M1 nº 520 / Mars 96 (Mars 8)	Rússia	1996-064A	NNA	16-Nov-96	20:48:53	8K82K Proton-K D-2 (392-02)	GIK-5 /Baikonur	LC200 PU-39
Mars Pathfinder (Sagan Memorial Station) / Sojourner	E.U.A.	1996-068A	24667	4-Dez-96	6:58:07	Delta-2 7925A (D240)	Cabo Canaveral	LC17B
Nozomi / Planet B	Japão	1998-041A	25383	3-Jul-98	18:12:00	M-V / M-V-3	Kagoshima SC	M-V
Mars Climate Orbiter	E.U.A.	1998-073A	25571	11-Dez-98	18:45:51	Delta-2 7425-9.5 (D264)	Cabo Canaveral	SLC17A
Mars Polar Lander / Deep Space 2	E.U.A.	1999-001A	25605	3-Jan-99	20:21:10	Delta-2 7495-9.5 (D265)	Cabo Canaveral	SLC17B
2001 Mars Odyssey	E.U.A.	2001-014A	26734	7-Abr-01	15:02:22	Delta-2 7425 (D284)	Cabo Canaveral	SLC17A
Spirit MER-2	E.U.A.	2003-027A	27828	10-Jun-03	17:58:47	Delta-2 7925/Star-48 (D298)	Cabo Canaveral	SLC17A
Opportunity MER-1	E.U.A.	2003-032A	27849	8-Jul-03	3:18:15	Delta-2 Heavy 7925-H10L D299)	Cabo Canaveral	SLC-17B

Marte 2003

Após o desaire das sondas Mars Climate Orbiter (MCO)[5] e Mars Polar Lander (MPL)[6], a NASA teve de repensar todo o seu programa de exploração de Marte adiando por vários meses o lançamento de várias sondas que tinham como destino o planeta vermelho. O resultado das recomendações originadas a partir dos conselhos que investigaram o desaparecimento da MCO e da MPL, foram aplicados no programa de exploração de Marte e o resultado surgiu com as sondas Mars Exploration Rovers (MER).



Os Mars Exploration Rovers (MER) têm como objectivo procurar respostas relativas à história da água em Marte. Estas missões fazem parte do novo *Mars Exploration Program* da NASA que é um esforço a longo termo de exploração robótica de Marte. O programa procurar tirar partido das oportunidades de lançamento para Marte que surgem a cada 26 meses.

O objectivo primário entre os objectivos científicos das duas missões, é a procura e a caracterização de um leque variado de rochas e amostras de solo que possam conter pistas sobre a passada actividade da água em Marte. Os dois veículos serão enviados para zonas de Marte susceptíveis de terem sido afectadas pela actividade de água líquida no passado.

Após descerem na superfície com a ajuda de um *air-bag*, os dois *rovers* irão percorrer a superfície e obter imagens panorâmicas de Marte que irão dar aos cientistas a informação que necessitam para seleccionar alvos geológicos promissores que nos irão dar informações sobre a história da água em Marte no passado. Posteriormente, os dois veículos iram-se dirigir a esses locais de forma a levarem a cabo investigações científicas durante as suas missões de 90 dias.

Em busca de sinais da presença de água em Marte

A maior interrogação que se coloca aos dois veículos é de saber como é que no passado a actividade da água na superfície de Marte influenciou o ambiente do planeta ao longo do tempo. Enquanto que na actualidade não existe água líquida na superfície de Marte, os sinais da actividade da água na superfície podem ser encontrados nas rochas, minerais e paisagens geológicas, particularmente naquelas que só são formadas pela presença da água. É por esta razão que os dois *rovers* estão especialmente equipados com instrumentos para estudar a grande variedade de rochas e solos que podem conter pistas sobre a actividade da água na superfície marciana.

Compreender a história da água em Marte é importante para se atingir os quatro grandes objectivos do *Mars Exploration Program*:

- Determinar se alguma vez surgiu vida em Marte;
- Caracterizar o clima de Marte;
- Caracterizar a geologia de Marte;
- Preparar para a exploração humana de Marte.

Determinar se alguma vez surgiu vida em Marte

A vida, tal como a conhecemos, necessita de água, e por isso a história da água em Marte é fundamental na descoberta de que o ambiente de Marte alguma vez terá sido próprio para o aparecimento da vida.

Apesar dos MER não possuírem a capacidade de levar a cabo uma detecção directa da vida no planeta, podem fornecer informações importantes na habitabilidade do ambiente na história do planeta. Os dois robots irão dirigir as suas

[5] A sonda Mars Climate Orbiter (25571 1998-073A) foi lançada às 1845:51UTC do dia 11 de Dezembro de 1998 por um foguetão Delta-2 7925-9.5 (D264), a partir do Complexo SLC-17A do Cabo Canaveral.

[6] A sonda Mars Polar Lander (25605 1999-001A) foi lançada às 2021:10UTC do dia 3 de Janeiro de 1999 por um foguetão Delta-2 7925-9.5 (D265), a partir do Complexo SLC-17B do Cabo Canaveral. A Mars Polar Lander transportava também as pequenas sondas Deep Space Microprobe-1 e Deep Space Microprobe-2.

investigações para questões relacionadas com a presença de água em Marte: o seu passado, a sua localização, e as suas interacções químicas e geológicas com as rochas e o solo. Estudos pormenorizados de amostras da superfície irão revelar novos detalhes da mineralogia de Marte que pode ajudar a determinar se a água esteve envolvida na formação das rochas e do solo, além de tentar descobrir a natureza desses processos. Este conhecimento, por seu lado, irá apontar as áreas em Marte que podem ter sido favoráveis ao desenvolvimento da vida no passado.

Caracterizar o clima de Marte

Na estrutura e nos conteúdos mineralógicos das rochas e do solo marciano estão gravados os sinais das condições ambientais sobre as quais os materiais foram formados e alterados. Estudos detalhados de amostras de rochas utilizando os instrumentos dos *rovers*, irão revelar os detalhes do clima de Marte no passado, que pode ter sido mais quente e mais húmido. Por outro lado, um instrumento científico irá periodicamente observar a atmosfera de forma a reunir dados relativos aos perfis de temperatura da camada atmosférica entre a superfície e uma altitude de 10 km. Esta parte da atmosfera não pode ser bem observada por instrumentos em órbita de Marte e os dados obtidos pelos MER irão fornecer informações básicas importantes para compreender o actual clima de Marte.

Caracterizar a geologia de Marte

Os *rovers* estão equipados com algumas das ferramentas que um geólogo utilizaria nos seus trabalhos de campo, bem como os instrumentos científicos que utilizaria num laboratório da estudar as amostras recolhidas. O estudo mineralógico detalhado das amostras de rochas irão revelar a sua composição e as condições sobre as quais foram formadas. Uma ferramenta para «raspar» a superfície das rochas permitirá expor novo material à superfície para um estudo mais detalhado.

De particular interesse para a equipa científica que estudará os dados enviados, são os conteúdos de minerais ricos em Ferro que interage fortemente com a água líquida. Será que o solo avermelhado de Marte se formou à biliões de anos quando o planeta seria mais quente e húmido, ou é a superfície enferrujada simplesmente o resultado de uma interacção de uma atmosfera oxidante com as rochas na superfície? Outras buscas por evidências geológicas de água tentarão encontrar argilas, carbonatos, sais e outros minerais que se formaram na presença de água.

As medidas locais realizadas pelos *rovers* nos seus locais de aterragem serão utilizadas para calibrar medições semelhantes realizadas a partir da órbita de Marte para que possamos alargar o que aprendemos a outras regiões do planeta.

Preparar para a exploração humana

Os MER irão caracterizar a química e mineralogia do solo e da poeira marciana, e talvez caracterizar algumas das potenciais ameaças para os seres humanos. Através dos seus estudos da mineralogia da superfície, as missões irão ajudar na caracterização do solo e das rochas como potenciais recursos para a futura presença humana em Marte. Os dois veículos irão também contribuir para estudos sobre a forma como se movem dependendo das características do solo (resistência do solo ao movimento, sustentação, a forma como as rodas se afundam na superfície, etc.). Este conhecimento irá ajudar no planeamento de futuros veículos que poderão explorar o planeta.

Objectivos científicos dos MER

Os objectivos científicos a atingir são os seguintes:

1. Procura e caracterização de uma variedade de rochas e solos que possam albergar pistas sobre a actividade da água no passado. Em particular, as amostras deverão incluir aquelas que tenham depósitos de minerais formados em processos relacionados com a água, tais como precipitação, evaporação, sedimentação ou actividade hidrotermal.
2. Determinar a distribuição e composição de minerais, rochas e solos em tornos dos locais de descida.
3. Determinar quais os processos geológicos que formaram o terreno local e influenciaram a química do solo. Tais processos podem incluir erosão pela água ou vento, sedimentação, mecanismos hidrotermais, vulcanismo e craterização.
4. Levar a cabo a calibração e validação das observações do solo levadas a cabo por instrumentos em órbita do planeta. Isto irá a ajudar a determinar a exactidão e efectividade de vários instrumentos que observam a geologia de Marte a partir da sua órbita.
5. Procura de minerais ricos em Ferro, identificar e quantificar a sua abundância relativa de minerais específicos que contêm água ou que foram formados na água, tais como carbonatos ricos em Ferro.
6. Caracterizar a mineralogia e textura de rochas e solos, e determinar os processos que os criaram.
7. Procurar por pistas geológicas para as condições ambientais que existiram quando a água líquida estava presente na superfície. Determinar se as condições ambientais foram propícias para a vida no planeta.

Instrumentação a bordo dos MER

Os MER irão utilizar uma variedade de instrumentos para atingir os objectivos científicos que a missão se propõe. Existem sete instrumentos principais que são transportados pelos *rovers*:

- Pancam (*Panoramic Camera*): para determinar a mineralogia, textura e estrutura do terreno local.
- Mini-TES (*Miniature Thermal Emission Spectrometer*): para identificar rochas e amostras de solo para serem examinadas mais pormenorizadamente e para determinar os processos que formaram as rochas de Marte. Este instrumento irá também observar o céu de Marte de forma a obter perfis de temperatura da atmosfera marciana.
- MB (Mössbauer Spectrometer): para levar a cabo investigações detalhadas da mineralogia, de rochas ricas em Ferro e solos.
- APXS (Alpha Particle X-Ray Spectrometer): para levar a cabo uma análise detalhada da abundância de elementos que constituem as rochas e o solo de Marte.
- Magnetes: para recolher partículas de poeira magnéticas. O *Mössbauer Spectrometer* e o *Alpha Particle X-Ray Spectrometer* irão analisar as partículas recolhidas e auxiliar a determinar o rácio de partículas magnéticas em relação às partículas não magnéticas. Os instrumentos irão analisar a composição dos minerais magnéticos nas poeiras em suspensão na atmosfera e nas rochas que tenham sido originadas pelo *Rock Abrasion Tool*.
- MI (*Microscopic Imager*): para obter imagens detalhadas e em alta resolução das rochas e do solo.
- RAT (*Rock Abrasion Tool*): para remover superfícies poeirentas e rugosas das rochas e expor novo material para ser examinado pelos instrumentos a bordo.

Um objectivo principal para os *rovers* é percorrerem cerca de 40 metros em cada dia, fazendo um total de cerca de 1.000 metros no final da missão.

Sofi Collins, de 9 anos de idade, foi a vencedora de um concurso organizado pela NASA e pela LEGO e que teve por objectivo baptizar os dois rovers que foram enviados este ano para Marte. Imagem: NASA

Ao se movimentar de lugar para lugar, os *rovers* irão levar a cabo investigações geológicas nos diferentes locais. Cada veículo é como um equivalente mecânico de um geólogo a caminhar na superfície de Marte. As câmaras montadas nos mastros a cerca de 1,5 metros do solo, irão proporcionar imagens estereoscópicas de 360º, tal como se estivéssemos sobre a superfície. O braço robot será capaz de se movimentar da mesma maneira que um braço humano com um cotovelo e um pulso, e irá colocar instrumentos directamente sobre a superfície das rochas ou sobre o solo. No punho mecânico do braço robot está localizada uma câmara microscópica que irá servir o mesmo propósito de uma lente de aumento. A *Rock Abrasion Tool* irá funcionar da mesma forma que um martelo de geólogo, expondo o interior das rochas.

A Pancam (*Panoramic Camera*)

A Pancam é constituída por um par de câmaras CCD (*Charged Coupled Devices*) de alta resolução a cores que serão utilizadas para obter imagens do céu e da superfície de Marte. As câmaras estão localizadas num apoio que assenta no topo de um mastro do *rover*, o denominado *Pancam Mast Assembly* (PMA). O PMA permite às câmaras fazerem rotações de 360º de forma a obter uma vista panorâmica da superfície marciana. O apoio das câmaras pode movimentar-se para cima ou para baixo num ângulo de 190º. A Pancam será utilizada para observar o horizonte de Marte em busca de detalhes que possam indicar a presença de água no passado. Serão também utilizadas para criar mapas da área onde o *rover* irá aterrar, bem como auxiliar na busca de rochas e solos para estudo.

A Pancam é muito pequena, cabendo na palma da mão, e tem um peso de 0,27 kg. Porém, as câmaras são capazes de gerar mosaicos de imagens panorâmicas com uma altura de 4.000 *pixels* e um perímetro de 24.000 *pixels*.

Cada «olho» da Pancam (que tem a capacidade de originar imagens em estéreo) possui um tambor de filtros que permite a capacidade de imagens multi-espectrais. As imagens obtidas em vários comprimentos de onda podem ajudar os

cientistas a descobrir mais acerca dos minerais encontrados nas rochas e nos solos de Marte. Os filtros solares em azul e para infravermelho permitem obter imagens do Sol. Estes dados, juntamente com imagens do Sol em diferentes comprimentos de onda, irão ajudar a determinar a orientação do *rover* e fornecerão informação acerca das poeiras atmosféricas de Marte. O sistema de cor da Pancam possui capacidades muito para além de qualquer câmara que já foi enviada para outros planetas.

A Mini-TES (*Miniature Thermal Emission Spectrometer*)

A Mini-TES é um espectrómetro de infravermelhos que pode determinar a mineralogia das rochas e solos à distância ao detectar os seus padrões de radiação térmica. Como é do conhecimento geral, todos os objectos quentes emitem calor, no entanto diferentes objectos emitem calor de maneira diferente. Esta variação na radiação térmica pode ajudar os cientistas a identificar os minerais em Marte. A Mini-TES irá recolher os espectros de várias rochas e tipos de solos. Estes espectros podem ser estudados de forma a determinar o tipo de minerais e as suas abundâncias em locais seleccionados. Um objectivo particular será o de procurar por minerais que foram formados pela acção da água, tais como carbonatos e argilas. A Mini-TES irá também observar a atmosfera de Marte e recolher dados sobre a temperatura, vapor de água e a abundância de poeira no céu marciano.

A Mini-TES tem um peso de 2,1 kg e está localizada no corpo do *rover* na parte inferior do PMA. Espelhos de observação localizados no PMA irão servir de periscópios para enviar a luz para o instrumento. Esta estrutura permite à Mini-TES observar o terreno em torno do *rover* da mesma maneira que a Pancam.

O espectrómetro Mössbauer

Muitos dos minerais que formaram rochas em Marte contêm Ferro, e o solo é rico em Ferro. O espectrómetro Mössbauer é um instrumento que foi especialmente desenhado para estudar os minerais ricos em Ferro. Devido ao facto deste instrumento científico ser tão especializado, pode determinar a composição e a abundância destes minerais com um nível de precisão elevado. Esta capacidade pode também auxiliar na compreensão das propriedades magnéticas dos materiais à superfície.

A cabeça do sensor do espectrómetro Mössbauer é tão pequena que cabe na palma da mão. É um dos quatro instrumentos montados no apoio localizado na extremidade do braço robótico do *rover*. Os seus componentes electrónicos estão localizados no interior do corpo do *rover*, mais precisamente na denominada *Warm Electronics Box* (WEB). As medições são obtidas colocando o sensor directamente sobre as rochas ou sobre as amostras de solo. Uma medição do espectrómetro Mössbauer demora em média 12 horas a ser obtida.

O espectrómetro APXS (Alpha Particle X-Ray Spectrometer)

O APXS foi desenhado para estudar as partículas alfa e os raios-x emitidos pelas rochas e pelo solo de forma a determinar a sua química. As partículas alfa são emitidas durante o decaimento radioactivo e os raios-x são uma forma de radiação electromagnética tal como a luz, os ultravioletas ou os raios gama. A composição de uma rocha descreve a quantidade de diferentes elementos que se juntaram para formar todos os minerais no interior da rocha. Conhecendo a composição a nível dos diferentes elementos químicos das rochas de Marte, é uma forma de se obter informação acerca da formação da crusta do planeta.

Tal como acontece com outros instrumentos localizados no braço robot do *rover*, o sensor do APXS é tão pequeno que cabe na palma da mão. Os seus componentes electrónicos estão localizados na caixa WEB situada no corpo do *rover*. A maioria das medições do APXS serão obtidas à noite e serão necessárias aproximadamente 10 horas de tempo acumulado, apesar das medições de raios-x necessitarem de um tempo de medição mais curto.

Os magnetes

Marte é um lugar poeirento e alguma da poeira é extremamente magnética. Os minerais magnéticos transportados nas poeiras podem ser restos do passado aquático de Marte. Um exame periódico destas partículas e dos seus padrões de acumulação nos magnetes de força variável, podem revelar pistas acerca da sua mineralogia e da história geológica do planeta.

Cada *rover* possui três conjuntos de magnetes que irão recolher poeiras em suspensão para análise pelos instrumentos científicos. Um conjunto de magnetes é transportado no RAT (*Rock Abrasion Tool*). À medida que perfura as rochas de Marte, os cientistas terão a oportunidade de estudar as propriedades das poeiras das superfícies exteriores das rochas. Um segundo conjunto de dois magnetes está colocado na parte frontal do *rover* com um ângulo para que as partículas não magnéticas caiam. Estes magnetes estão dentro da área de acesso do espectrómetro Mössbauer e do APXS. Um terceiro conjunto de magnetes está colocado no topo do corpo do *rover* na área de visão da Pancam. Este magnete é o suficientemente forte para deflectir o caminho das partículas magnéticas transportadas pelo vento.

O MI (*Microscopic Imager*)

O MI (*Microscopic Imager*) é uma combinação de microscópio e de uma câmara CCD que irá fornecer informações acerca das estruturas em pequena escala das rochas e das amostras do solo marciano. Irá complementar as descobertas de outros instrumentos científicos ao produzir imagens detalhadas e pormenorizadas dos materiais nas superfícies. Alguns destes

materiais estarão no seu estado natural, enquanto que outros podem ser observados em novas superfícies expostas pelo RAT (*Rock Abrasion Tool*).

As imagens microscópicas serão utilizadas para analisar o tamanho e a forma dos grãos nas rochas sedimentárias, que é importante para determinar se a água alguma vez existiu no passado do planeta.

O RAT (*Rock Abrasion Tool*)

O *Rock Abrasion Tool* é uma potente broca capaz de perfurar pequenos buracos com um diâmetro de 45 mm e com uma profundidade de 5 mm nas rochas de Marte. O RAT está localizado no braço robot do *rover* e tem um peso de aproximadamente 0,72 kg. Utiliza três motores eléctricos que fazem rodar a broca na superfície de uma rocha. Duas rodas de perfuração movimentam-se a alta velocidade, rodando também uma em torno de outra a uma velocidade mais baixa para que as rodas percorram toda a área de perfuração. O RAT é capaz de penetrar em rocha vulcânica em cerca de duas horas.

Quando uma nova superfície é exposta, os cientistas podem examinar a área em detalhe utilizando os outros instrumentos científicos. Isto significa que o interior de uma rocha pode ser muito diferente do seu exterior. Esta diferença é importante para os cientistas, pois pode revelar a forma como a rocha foi formada e as condições ambientais nas quais foi alterada. Uma rocha na superfície de Marte pode ficar coberta com poeira ou alterar a sua composição química devido ao contacto com a atmosfera.

Alvos de calibração

O método de calibração dos instrumentos do MER é muito semelhante ao método que nós utilizamos para calibrar o ecrã dos nossos televisores: tendo uma cor como referência ajustamos as definições do ecrã para que a cor nos surja o mais parecido possível com a ideia que dessa cor ou então o mais parecida possível com um elemento colorido determinado. Os instrumentos a bordo dos dois MER serão calibrados de forma semelhante, utilizando para tal um alvo de calibração muito semelhante a um relógio de Sol com determinadas propriedades.

O alvo de calibração do espectrómetro Mössbaeur é uma fina amostra de rocha que é rica em magnetite. Por seu lado, o APXS utiliza outro ponto de referência na parte interior das coberturas de poeira. Quanto estas portas estão fechadas, protegem o sensor do APXS da poeira em suspensão e providenciam um alvo de calibração na sua superfície interior. O Mini-TES tem um alvo interno localizado no PMA bem como um alvo externo na parte superior do *rover*.

O alvo de calibração da Pancam é, de longe, o alvo mais singular que os *rovers* transportam. Tem o formato de um relógio de Sol e está montado na parte superior do *rover*. A Pancam irá observar o relógio muitas vezes durante a missão para que os cientistas possam ajustar as imagens que recebem de Marte. Irão utilizar os cantos coloridos do relógio para calibrar as cores nas imagens da paisagem marciana. As imagens das sombras que serão projectadas pelo pequeno poste central do relógio de Sol irão permitir um ajuste do brilho de cada imagem. As bases laterais do relógio de Sol estão decoradas com desenhos elaborados por crianças americanas.

O veículo espacial

Quando falamos dos *rovers* que irão explorar a superfície de Marte, muitas vezes é esquecido o veículo propriamente dito que transportará o *rover* até às proximidades de Marte. Este veículo tem uma função protectora que permite que a sua carga (o *rover*) viagem desde a Terra até Marte após ter sido projectado para fora da atmosfera terrestre e da influência gravítica do nosso planeta. O veículo inclui as unidades mecânicas que transportam e manobram com segurança o *rover* à medida que penetra na atmosfera de Marte e leva a cabo a sua descida até à superfície do planeta vermelho. Uma vez na superfície, e tal como um camião que transporta um veículo todo-o-terreno, irá fazer descer uma rampa de forma a permitir que o *rover* possa iniciar as suas actividades na superfície.

O veículo é composto por três partes principais:

- **O estágio de cruzeiro (*Cruise Stage*)** – é a configuração para a viagem entre a Terra e Marte;
- **O sistema de entrada, descida e aterragem** – é a configuração para a entrada na atmosfera de Marte. Inclui o escudo aerodinâmico (escudo térmico e escudo posterior), o pára-quedas e a estrutura do aparelho de aterragem;
- **Rover** – é um veículo dotado de rodas e instrumentação científica para exploração da superfície de Marte.

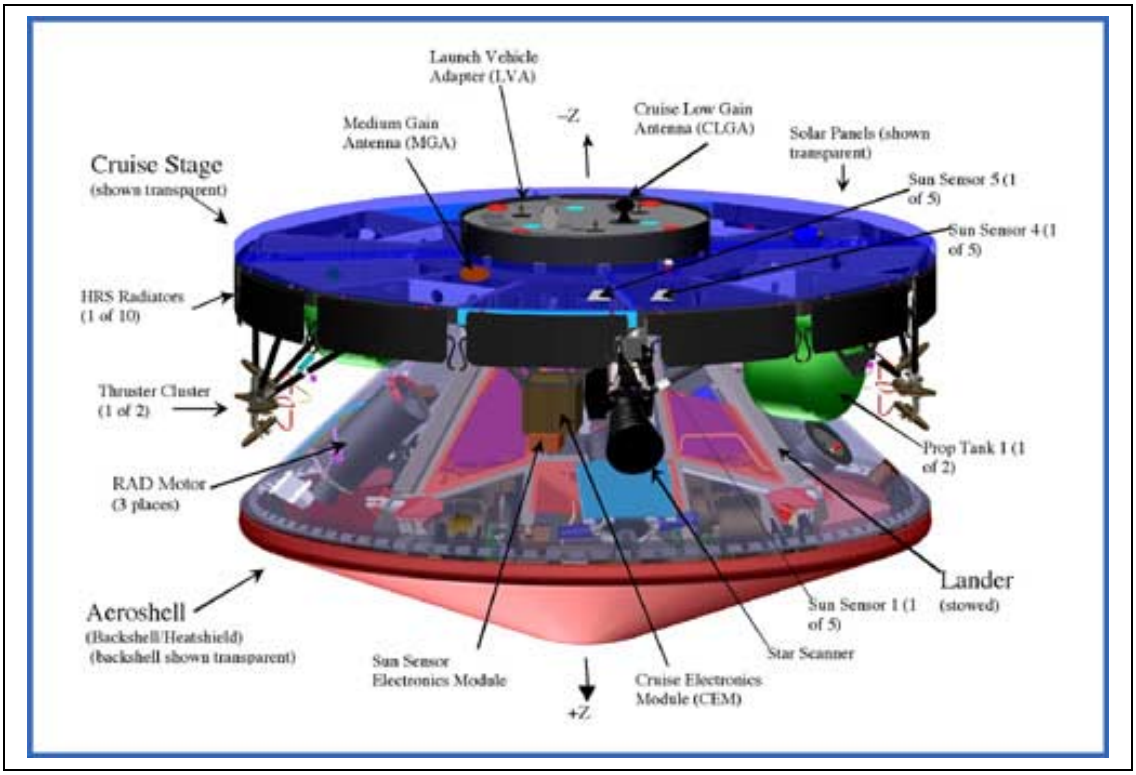
O formato do veículo para a missão Mars Exploration Rover é fortemente baseada no sistema da Mars Pathfinder para a entrada, descida e aterragem no planeta, que tantas alegrias deu aos cientistas planetários americanos. O desenho do *rover* é baseado no *rover* Athena que fazia parte da missão Mars 2001 que foi cancelada.

O sistema tem uma massa total no lançamento de 1.063 kg, sendo 185 kg do *rover*, 348 kg do veículo de descida, 209 kg do escudo traseiro e pára-quedas, 78 kg do escudo térmico, 193 kg do estágio de cruzeiro e 50 kg do propolente.

Como já foi referido o estágio de cruzeiro é a configuração do veículo durante a viagem entre a Terra e Marte. O estágio de cruzeiro é muito similar ao desenho da Mars Pathfinder e tem aproximadamente 2,65 metros de diâmetro e 1,6 metros de altura quando o escudo de protecção aerodinâmico está colocado. A sua estrutura primária é feita em alumínio

com um anel exterior de reforço coberto por painéis solares que têm cerca de 2,65 metros de diâmetro. Dividido em cinco secções, os painéis solares fornecem até 600 watts de energia perto da Terra e 300 watts de energia nas vizinhanças de Marte.

Aquecedores e um sistema de isolamento de multi-camadas mantêm os sistemas electrónicos do veículo a uma temperatura ambiente. Por outro lado, existe também um sistema de arrefecimento (freon) utilizado para remover o calor do computador de voo e do sistema de telecomunicações no interior do *rover* para que não haja um sobreaquecimento. Os sistemas aviónicos de cruzeiro permitem ao computador de voo no *rover* estabelecer interfaces com outros sistemas electrónicos a bordo tais como os sensores solares, detectores estelares e aquecedores.



O detector estelar e o sensor solar permitem ao veículo determinar a sua posição no espaço ao analisar a posição do Sol e de outras estrelas em relação a si próprio. Por vezes o veículo pode-se encontrar ligeiramente fora de rota, uma situação que é de esperar devido à grande distância a percorrer. Neste caso os navegadores planeiam levar a cabo até seis correcções de trajectória ao mesmo tempo que verificam o estado do veículo.

De forma a garantir que o veículo espacial chegue a Marte no local exacto para a sua descida, existem dois tanques de propolente ultraleves e feitos à base de alumínio com uma capacidade de cerca de 31 kg de hidrazina. Juntamente com os sistemas de controlo e orientação de cruzeiro, estes tanques de propolente permitem aos navegadores manter o veículo na rota correcta durante a viagem até Marte. Através de pequenas queimas e pequenos impulsos, este sistema permite a realização de três tipos distintos de manobras de correcção de trajectória:

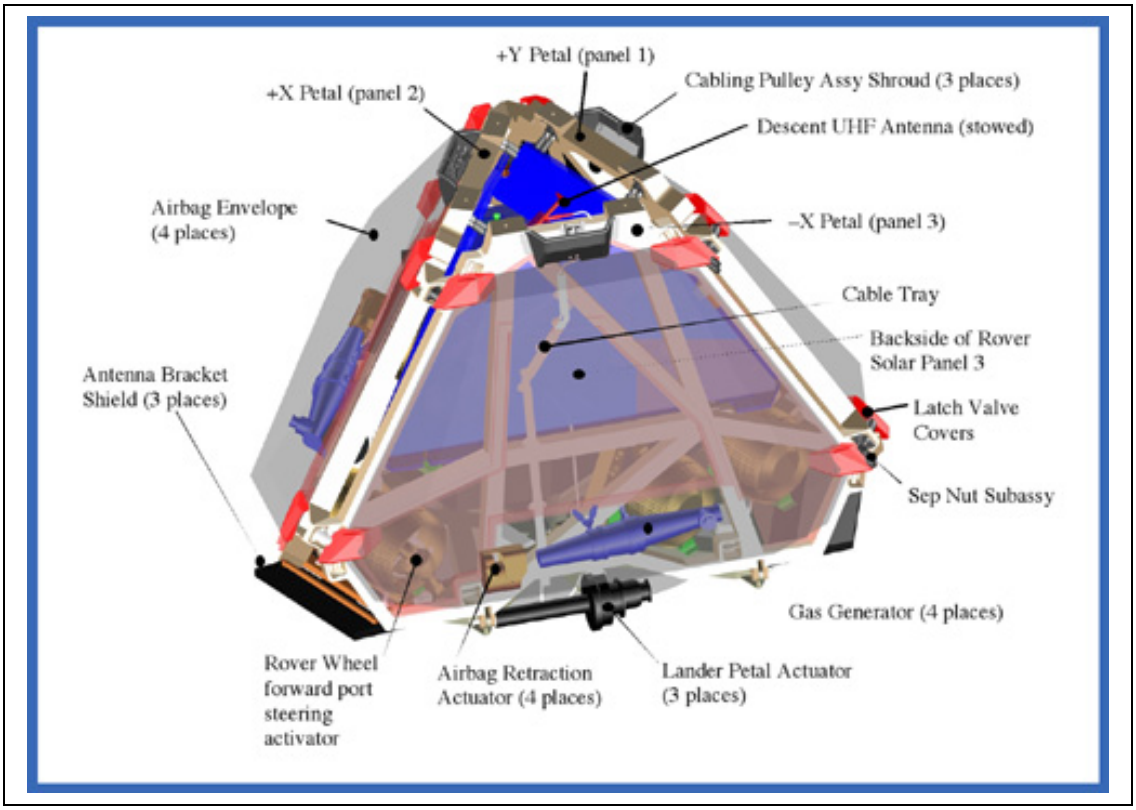
- Queima axial utilizando pares de pequenos motores para alterar a velocidade do veículo;
- Queimas laterais utilizando conjuntos de motores (quatro motores por conjunto) para mover o veículo lateralmente utilizando pequenos impulsos de segundos de duração;
- Pequenos impulsos utilizando pares de motores para manobras de precessão (rotações).

Comunicações com a Terra

O veículo utiliza sinais de rádio para comunicar com a Terra, da mesma forma que escutamos música através de estações de rádio em FM e AM. A banda-X é um comprimento de onda de rádio de alta-frequência que permite as comunicações utilizando muito menos potência e antenas mais pequenas do que outros veículos mais antigos que utilizavam a banda-S. Os navegadores podem enviar comandos través de duas antenas de banda-X (CLGA e CMGA) localizadas no estágio de cruzeiro. A antena CLGA (*Cruise Low-Gain Antenna*) é de baixo ganho e está montada por detrás do anel inferior do veículo, enquanto que a antena CMGA (*Cruise Medium-Gain Antenna*) é de médio ganho e está localizada no anel exterior. Durante o voo, o veículo é estabilizado com uma rotação de 2 rpm. Orientações periódicas do eixo de rotação irão garantir que o veículo esteja com as antenas correctamente apontadas para a Terra e que os painéis solares permaneçam apontados

para o Sol. O veículo irá utilizar a antena de baixo ganho na fase inicial da sua viagem quando está próxima da Terra. A antena de baixo ganho funciona como uma lâmpada, emitindo brilho em todas as direcções, pois quando o veículo está próximo da Terra, a maioria da energia transmitida para o planeta será captada.

À medida que a sonda se afasta da Terra e se aproxima de Marte, o Sol começa a ficar localizado no interior da mesma área do céu tal como é observado pelo veículo e a mesma quantidade de energia não é captada pela Terra. Nesta fase a sonda altera para a antena CMGA que actua mais como um projector e pode dirigir a mesma quantidade de energia num feixe mais estreito para atingir a Terra.



Entrada na atmosfera de Marte, descida atmosférica e aterragem na superfície marciana

O sistema de entrada atmosférica, descida e aterragem consiste em:

- Escudo aerodinâmico;
- Pára-quedas;
- *Airbags*;
- Estrutura de aterragem.

Escudo aerodinâmico

O escudo aerodinâmico forma uma cobertura protectora durante a viagem de sete meses entre a Terra e Marte. O escudo aerodinâmico juntamente com o veículo de descida e o *rover*, constituem o que os engenheiros denominam por "veículo de entrada". O papel principal do escudo aerodinâmico é o de proteger o veículo de descida, com o *rover* seguramente armazenado no seu interior, do intenso calor da entrada na ténue atmosfera de Marte.

O escudo aerodinâmico dos MER é baseado nos desenhos já utilizados nas missões Viking e Mars Pathfinder.

O escudo é constituído por duas partes principais: a) o escudo térmico (plano, é a metade acastanhada); b) o escudo posterior (maior, de cor branca e dom forma cónica). O escudo térmico protege o veículo de descida e o *rover* do intenso calor gerado durante a entrada atmosférica e age aerodinamicamente como o primeiro travão para o veículo. Por seu lado, o escudo posterior transporta o pára-quedas e vários componentes que serão utilizados em fases posteriores da entrada atmosférica, descida e aterragem, incluindo:

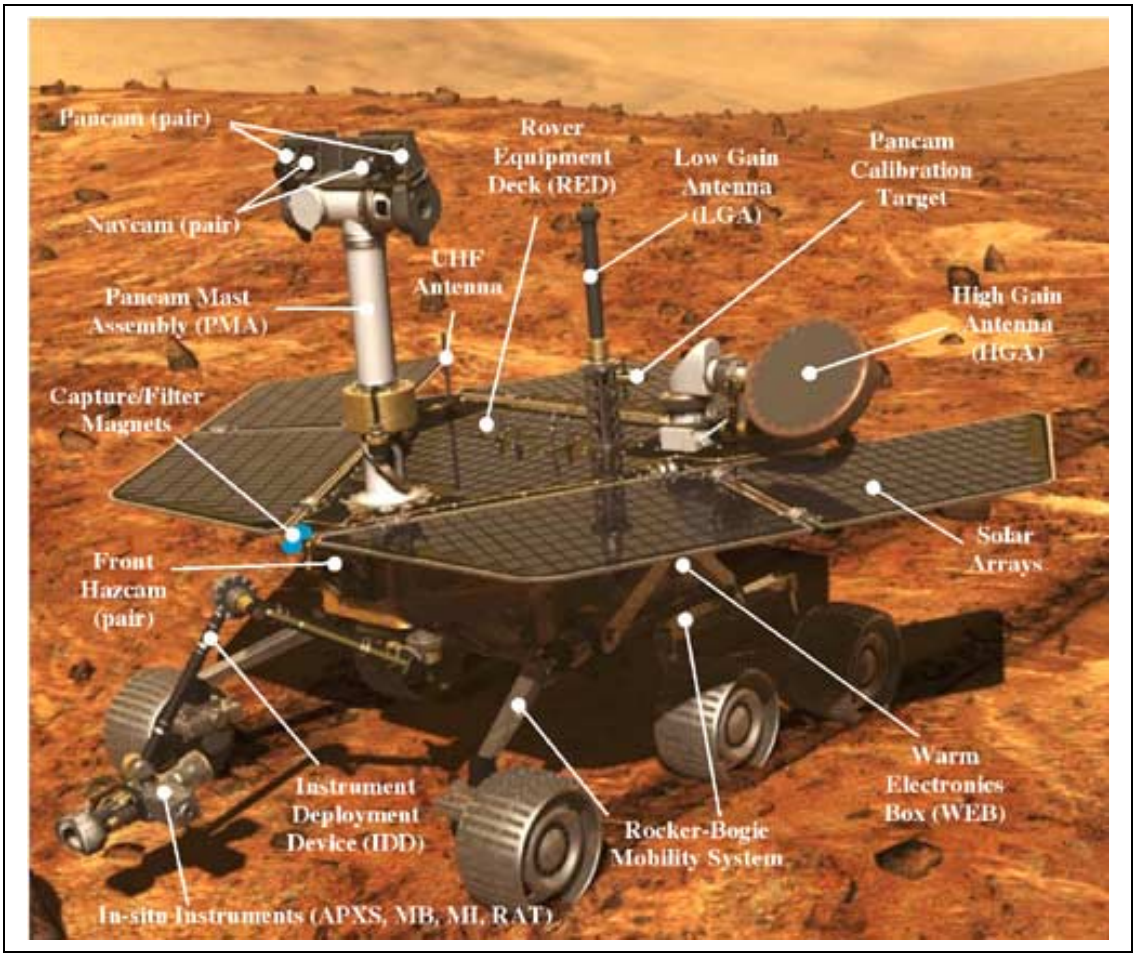
- Pára-quedas (armazenado na parte superior do escudo posterior);
- Os sistemas electrónicos do escudo posterior e baterias para fazer accionar os dispositivos pirotécnicos tais como juntas de separação, retro-foguetões de travagem e amortecedor do pára-quedas;

- Uma unidade de medida inercial Litton LN-200 que é dispositivo que monitoriza a orientação do escudo posterior à medida que vai balançando sobre o pára-quedas;
- Três retro-foguetões de combustível sólido denominados *Rocket Assisted Descent* (RAD) e que irão gerar uma força de 1.000 kg durante dois 2s, fazendo abrandar a velocidade de descida.
- Três retro-foguetões mais pequenos denominados TIRS e que estão montados de forma a apontarem pelos lados do escudo posterior e que irão gerar uma pequena força para auxiliar na orientação vertical do escudo durante a ignição dos RAD.

Construído pela *Lockheed Martin Astronautics Co.*, Denver – Colorado, o escudo aerodinâmico é fabricado em alumínio com uma estrutura em favos de mel colocada por entre folhas de grafite-epoxy. A parte exterior do escudo aerodinâmico é coberta por uma camada de fenólica. Um composto fenolítico é fabricado a partir de benzina e é tipicamente utilizado em vários plásticos, desinfectantes e produtos farmacêuticos. A estrutura fenólica é preenchida por um material ablativo que dissipa o calor gerado pela fricção atmosférica.

O material ablativo é uma mistura única de cortiça, madeira, material agregante e um grande número de pequenas esferas de vidro de sílica. O material foi inventado para os escudos térmicos que foram utilizados nas missões Viking. Uma tecnologia similar foi utilizada para os primeiros programas espaciais tripulados dos Estados Unidos. É especialmente formulada para reagir quimicamente com a atmosfera de Marte durante a entrada atmosférica e essencialmente para afastar o calor, deixando um rastro de gás quente por detrás do veículo. De salientar que a fricção normal sem este tipo de protecção de um material ablativo causaria a destruição do escudo térmico. A perda de calor para a atmosfera marciana baixa a energia cinética do veículo na entrada, causando uma forte desaceleração dos aproximadamente 16.000 km/h iniciais para os 1.600 km/h em cerca de 60s, originando cerca de 10g de aceleração no veículo.

Tanto o escudo posterior como o escudo térmico são fabricados no mesmo material, mas o escudo térmico tem uma camada mais espessa em cerca de 1,27 cm de material ablativo. Em vez de ser pintado o escudo posterior é coberto por uma camada muito fina de mylar aluminizado de forma a o proteger do frio do espaço profundo. Esta camada será vaporizada durante a entrada atmosférica.



Pára-quedas

Após a fase mais intensa da entrada atmosférica, será a vez do pára-quedas auxiliar na travagem dos *rovers* em direcção à superfície do planeta.

O desenho do pára-quedas levou em conta as cargas estruturais que serão sentidas na descida à medida que se abre. As cargas foram calculadas utilizando modelos da densidade atmosférica, velocidade, área de arrastamento do pára-quedas e massa. O desenho dos pára-quedas para os MER faz parte de um plano de desenvolvimento da tecnologia de pára-quedas e é baseado nos desenhos e experiências das sondas Viking e Mars Pathfinder. Os pára-quedas utilizados nas duas missões MER são 40% maiores do que o pára-quedas utilizado na Mars Pathfinder devido ao facto de a carga nos MER ser entre os 8.164,66 kg e os 8.618,25 kg[7] quando o pára-quedas se encontrar totalmente aberto.

Os pára-quedas são fabricados em dois tecidos ultraleves: polyester e nylon. O pára-quedas possui um sistema triplo de amarras (cabos) que o seguram ao escudo posterior. Estes cabos são fabricados em kevlar, o mesmo material que é utilizado nos coletes à prova de bala. Os materiais utilizados para fabricar o pára-quedas devem ser muito fortes, mas extremamente leves para que possam caber no interior de uma área muito pequena e prevenir o excesso de peso no escudo posterior. A quantidade de espaço disponível no veículo para o pára-quedas é tão pequena que o pára-quedas tem de ser armazenado sobre pressão. Antes do lançamento uma equipa dobrou os 48 cabos de suspensão cuidadosamente junto com o pára-quedas. Este foi introduzido numa estrutura especial à qual foi aplicada uma carga pesada (mais ou menos da mesma forma como nos sentamos sobre uma mala para armazenar as nossas roupas no seu interior). Antes de ser colocado no escudo posterior o pára-quedas foi esterilizado.

No entanto, durante a descida até à superfície, outros sistemas auxiliam na diminuição da velocidade do veículo. Após a abertura dos pára-quedas a uma altitude de 10 km, o escudo térmico é separado utilizando 6 cavilhas de separação e molas que induzem uma força fazendo o escudo afastar-se. O veículo de descida separa-se então do escudo posterior e desce por uma tira metálica num sistema de travagem por centrifugação montado numa das pétalas do veículo. A descida é feita lentamente e coloca o veículo de descida em posição no final de outro cabo que é fabricado em zylon e tem um comprimento de 20 metros. O zylon é um material semelhante ao kevlar que é fabricado num padrão semelhante a uma rede que o torna mais resistente. O cabo fornece espaço suficiente para a abertura dos *airbags*, providencia estabilidade e afasta o *rover* da ignição dos motores de combustível sólido. O cabo de zylon incorpora ainda um arnês eléctrico que permite a activação dos foguetões de combustível sólido no escudo posterior, bem como fornece dados da unidade de medida inercial desse escudo (que o nível e inclinação do veículo) para o computador de voo no *rover*.

Do sistema de travagem fazem ainda parte os motores RAD que são utilizados porque a densidade atmosférica em Marte é menos de 1% da Terra e o pára-quedas não tem capacidade suficiente para abrandar por si só o *rover* até à superfície. A descida é assistida pelos foguetões de travagem que levam o veículo a uma paragem virtual entre 10 a 15 metros do solo. Durante a descida é utilizada uma unidade composta por um radar altímetro para determinar a distância à superfície. A antena do radar está colocada num dos cantos inferiores do veículo. Quando o radar indica que o veículo se encontra a uma determinada altitude, as amarras de zylon serão cortadas separando o *rover* do pára-quedas e do escudo posterior. Os dados provenientes do radar irão também permitir a sequencialização temporal da abertura dos *airbags* e da ignição dos RAD.

Airbags

Os *airbags* que serão utilizados nos MER são do mesmo tipo dos que foram utilizados na Mars Pathfinder em 4 de Julho de 1997. Estes dispositivos devem ser suficientemente resistentes para suportar os impactos sucessivos na superfície de Marte, quer esta seja composta por terreno suave ou por terreno coberto de pedras. Os *airbags* devem ser capazes de ficar totalmente cheios em segundos antes do impacto e de perder o gás logo após todo o movimento tenho sido dissipado e o *rover* esteja seguro na superfície de Marte.

O material sintético utilizado no fabrico destes dispositivos chama-se vectran. O vectran tem quase duas vezes a resistência de outros materiais sintéticos como o kevlar e o seu desempenho a baixas temperaturas é muito superior.

Cada *rover* utiliza quatro *airbags* que contêm seis lóbulos cada e que se encontram todos ligados. Esta ligação é importante pois ajuda na eliminação de algumas das forças de impacto ao manter o sistema flexível e capaz de responder a grandes pressões. O material dos *airbags* não se encontra directamente ligado ao *rover*, encontrando-se seguros por cordas que atravessam os *airbags* e os mantêm no lugar. As cordas dão aos *airbags* a sua forma, facilitando o seu enchimento. Durante o voo até Marte os *airbags* encontram-se armazenados juntamente com três botijas de gás que será utilizado para encher os dispositivos.

[7] No caso da Mars Pathfinder as cargas eram de aproximadamente 3.628,74 kg.

O veículo de descida, o "*lander*"

O veículo de descida dos MER é uma concha protectora que alberga o *rover* e o protege, juntamente com os *airbags*, das forças de impacto na superfície de Marte.

O *lander* é uma estrutura forte e leve que consiste numa base e três lados (pétalas) que formam um tetraedro. A estrutura do veículo consiste num conjunto de travessas e placas que são fabricados em materiais compósitos. Estes materiais, tais como a fibra de vidro, por exemplo, são fabricados de fibras resistentes que são aglomeradas com uma matriz (que age como uma cola entre eles). As travessas do *lander* são fabricadas em camadas de tecido de fibra de grafite, originando um material que é mais leve do que o alumínio e muito mais rígido do que o aço. Encaixes de titânio são colados nas travessas do *lander* para que estas se mantenham unidas. O *rover* é mantido no interior do *lander* com rebites de porcas especiais que são libertados com pequenos explosivos.

As três pétalas do veículo de descida estão ligadas à base do veículo por dobradiças. Cada pétala possui um motor que é suficientemente forte para levantar o peso de todo o veículo. Possuir um motor em cada pétala garante que o veículo de descida pode colocar o *rover* numa posição vertical seja qual for o lado que fique em contacto com a superfície de Marte após a aterragem. O *rover* contém uma série de sensores (acelerómetros) que podem detectar qual é a direcção para o solo marciano ao medir a força da gravidade. Conhecendo para onde é o solo de Marte, o computador do *rover* comandará a pétala correcta para se abrir e colocar o veículo na posição correcta. Quando a pétala de base se encontrar no solo e o *rover* na posição correcta, então as outras duas pétalas irão se abrir.

As pétalas ficarão numa posição plana após se abrirem para que todos os lados do veículo estejam nivelados. Os motores das pétalas são suficientemente fortes para caso uma das pétalas fique colocada sobre rochas, a pétala central com o *rover* ficará segura no centro como uma ponte sobre a superfície de Marte. A pétala central ficará numa posição nivelada mesmo que todas as pétalas estejam sobre rochas, fazendo assim uma superfície plana através do veículo de descida. A equipa de controlo pode enviar comandos para que o *rover* ajuste as pétalas para criar um melhor caminho para que o *rover* possa sair do veículo de descida e descer em segurança para a superfície sem ter passar por rochas inclinadas.

O *rover* deve ser capaz de sair em segurança do veículo de descida e sem que as suas rodas fiquem presas nos *airbags* ou sem ter que percorrer planos demasiado inclinados.

De forma a auxiliar no processo, as pétalas do veículo de descida contêm um sistema de retracção que, antes da saída do *rover*, irá lentamente arrastar os *airbags* já sem gás, para o *lander* para que não interfiram com os movimentos do *rover*. Pequenas rampas estão também ligadas às pétalas. Estas rampas irão criar pequenas superfícies que irão preencher os espaços entre as pétalas. Estas rampas, chamadas de "*batwings*", são fabricadas em vectran e irão cobrir rochas e restos do *airbag*, fazendo uma área circular da qual o *rover* pode descer e fornecendo assim outras direcções nas quais o *rover* se pode dirigir. As rampas baixam também a altura da inclinação que o *rover* tem de percorrer para sair do veículo de descida, prevenindo assim a morte prematura do robot. Toda a operação de retracção dos *airbags* e de abertura das pétalas irá demorar 3 horas.

Entrada atmosférica, descida e aterragem

A fase de entrada atmosférica, descida e aterragem tem início quando a sonda atinge o ponto de interface na atmosfera de Marte a 3.522,2 km da superfície e termina com o veículo no solo marciano em segurança.

A chegada a Marte terá lugar no final do Inverno no hemisfério norte (Verão no hemisfério sul) de Marte. O *rover* Spirit irá aterrar aproximadamente às 14:00 locais (com a Terra a pôr-se no horizonte marciano às 15:00) e o *rover* Opportunity irá aterrar às 13:15 locais (com a Terra a pôr-se no horizonte de Marte às 15:45 locais). Isto significa que ambos os *rovers* irão aterrar durante a tarde em Marte com a Terra acima do horizonte, permitindo assim a recepção de sinais quando o *rover* estiver na fase de abertura das suas pétalas.

A fase final da viagem dos MER é uma adaptação dos procedimentos levados a cabo durante a missão da Mars Pathfinder, estando dividia em cinco partes distintas:

1. Um escudo aerodinâmico e pára-quedas diminuem a velocidade do veículo através da atmosfera marciana;
2. Antes do impacto na superfície, retro-foguetões são accionados para abrandar a velocidade de descida, e são abertos *airbags* para absorver o impacto na superfície;
3. Após o impacto inicial o veículo irá saltitar pela superfície até eliminar toda a energia cinética e acabar parado na superfície;
4. Os *airbags* serão então esvaziados e recolhidos e as pétalas do veículo de descida bem como os dispositivos auxiliares do *rover* são accionados;
5. Após a abertura das pétalas o *rover* abre os seus painéis solares e coloca o sistema num modo de segurança.

As comunicações durante a entrada atmosférica, descida e aterragem serão levadas a cabo através de um par de antenas de baixo ganho, estando uma montada no escudo posterior e a outra no próprio *rover*. Durante a descida serão transmitidos 36 tons de rádio com uma duração de 10 segundos (a descida atmosférica terá uma duração de seis minutos aproximadamente). Estes tons estão codificados de forma a indicar a realização de passos críticos na entrada atmosférica, descida e aterragem.

Operações no solo de Marte

Após deixarem a segurança do veículo de descida, cada *rover* irá levar a cabo investigações científicas na superfície de Marte durante 90 dias marcianos (ou 90 sol). A estrutura principal do *rover* é denominada por WEB (*Warm Electronics Box*). Como a carroçaria de um automóvel, a WEB age como uma camada exterior forte e protege o computador do *rover*, além dos sistemas electrónicos e baterias, oferecendo também um ambiente com temperatura controlada.

A WEB é fechada no seu topo por uma peça triangular denominada RED (*Rover Equipment Deck*). O RED permite a colocação de um mastro e de câmaras para que seja possível obter imagens do terreno circundante. As paredes isoladas e pintadas a ouro do *rover*, mantêm o calor no seu interior quando as temperaturas em Marte baixam aos -96ºC durante a noite.

O computador do *rover* está localizado no interior de um módulo denominado REM (*Rover Electronics Module*) no interior da WEB. O interface de comunicações que permite ao computador trocar dados com os instrumentos e sensores do r*over* é denominado VME (*Versa Module Europa*), que é essencialmente um interruptor. O interruptor VME é um interruptor industrial standard para comunicar e controlar todos os motores do *rover*, instrumentos científicos e funções de comunicações.

O computador é composto por equipamento comparável ao de um computador pessoal. Contém memórias especiais para tolerar o ambiente extremo das radiações no espaço profundo e para salvaguardar contra possíveis curto-circuitos de forma que os programas e dados permaneçam em segurança e não sejam eliminados acidentalmente quando o *rover* se desligue à noite.

A memória disponível inclui 128 MB de DRAM com sistema de detecção de erros e 3 MB de EEPROM. A memória é quase 1.000 vezes superior à disponível no *rover* Sojouner da Mars Pathfinder.

O *rover* transporta também uma unidade IMU (*Inertial Measurement Unit*) que fornece informação relativa à orientação espacial nos três eixos, permitindo ao *rover* levar a cabo movimentos precisos em qualquer direcção. O dispositivo será utilizado na navegação do *rover* de forma a permitir viagens em segurança e para estimar o grau de inclinação que o robot tem de percorrer na superfície.

O computador está também programado para detectar qualquer alteração que possa significar um perigo para o veículo, medindo a sua temperatura e outros sinais. O software irá alterar os modos quando a fase de cruzeiro esteja completa e o veículo começa a penetrar na atmosfera de Marte. No início da entrada atmosférica o software executa um ciclo de controlo que monitorizará o estado do veículo. Irá verificar a presença dos comandos para serem executados, irá levar a cabo funções de comunicação e verificará o estado geral do *rover*. O software irá levar a cabo uma nova verificação assim que o *rover* abandonar o veículo de descida.

Este ciclo de controlo principal essencialmente mantém o *rover* activo ao se verificar constantemente de forma a garantir que ambos estão aptos para comunicar através da missão e que se mantém termicamente estável a qualquer altura. Isto é feito periodicamente verificando as temperaturas, particularmente no WEB, e respondendo a potenciais condições de sobreaquecimento, ao mesmo tempo que regista os dados relacionados com a geração de energia e seu armazenamento através do dia marciano.

Uma das funções do computador será a de agendar e preparar as sessões de comunicação com a Terra. Outras actividades, tais como a obtenção de imagens, condução e operação dos instrumentos, são levadas a cabo através de comandos transmitidos numa sequência para o *rover* através da equipa de voo. O *rover* irá gerar um fluxo constante de

dados (manutenção e análise, telemetria e relatórios periódicos). Estes dados serão armazenados e transmitidos quando a equipa de controlo os requerer.

Sistemas de controlo de temperatura

Tal como o corpo humano, os *rovers* não podem funcionar perfeitamente sobre calor excessivo ou com temperaturas muito baixas. Para sobreviver durante todas as fases da missão, os órgãos vitais do *rover* não podem exceder os -40ºC e os 40ºC.

As baterias, sistemas electrónicos e o computador do *rover* estão alojados no interior da WEB. Aquecedores estão alojados no interior do corpo principal do *rover* e as paredes do *rover* mantêm o calor no seu interior. O corpo do *rover* também pode libertar o excesso de calor através de radiadores similares aos que são utilizados nos motores dos automóveis.

Os MER possuem vários métodos para manter os manter à temperatura ideal:

- Tinta de ouro previne a fuga de calor;
- Um isolamento denominado aerogel ajuda a prevenir a fuga de calor;
- Aquecedores mantêm os *rovers* quentes;
- Termóstatos e controladores de calor asseguram que os veículos não aquecem ou arrefecem demasiado;
- O sistema de rejeição de calor faz com que o veículo não aqueça demasiado.

Muitos destes métodos são importantes de forma a assegurar que os *rovers* não «morram congelados» tanto no espaço profundo como em Marte. Muitos assumem que Marte é um planeta quente, no entanto está muito longe do Sol e a sua atmosfera é muito fina, o que provoca que grande parte do calor do dia se dissipa à noite. De facto, as temperaturas nos locais de aterragem dos dois veículos podem ter uma variação de 113ºC entre o dia e a noite. Nos locais de aterragem é de esperar um máximo de 22ºC durante o dia e -99ºC à noite. Por seu lado, as temperaturas atmosféricas podem variar 83ºC, com um máximo de -3ºC de dia e -96ºC à noite.

Como se vai manter o *rover* quente? O plano da NASA é aquecer o *rover* utilizando uma combinação de:

a) Excesso de calor proveniente dos dispositivos electrónicos;
b) Utilização de 8 unidades RHU (*Radioisotope Heater Unit*), que são aquecedores constantes a 1 watt que geram calor através do decaimento de um isótopo radioactivo;
c) Aquecedores eléctricos.

A energia eléctrica é uma comodidade preciosa em Marte, tornando-se ainda mais valiosa durante a noite marciana quando o *rover* só possui as suas baterias para o fornecimento de energia. As unidades RHU auxiliam na conservação da energia das baterias durante a noite. Ao contrário dos aquecedores eléctricos, as unidades RHU não podem ser desligadas e sem o uso destas unidades o *rover* não seria capaz de levar a cabo a sua missão durante os 90 dias marcianos previstos, devido ao aumento da demanda sobre as baterias (o *rover* só iria funcionar durante 20 dias).

Igualmente importante na geração de calor, é a sua manutenção. Uma tinta de ouro é utilizada para prevenir que o calor se escape para a atmosfera de Marte ou para o espaço quando o veículo se encontrar na sua fase de cruzeiro até ao planeta vermelho. Uma camada de ouro sobre a zona exterior do veículo previne que o calor escape, não permitindo também a entrada de ar frio. Utilizando a mesma técnica que muitos joalheiros utilizam, os engenheiros da NASA cobriram a superfície do veículo com uma fina camada de ouro. Esta cobertura ajuda a reduzir a energia que é radiada do corpo do *rover*. O ouro, sendo altamente reflectivo, isola o corpo do *rover* e previne a emissão de energia calorífica para o ambiente mais frio. Esta técnica é similar à utilizada numa garrafa termos.

Outra camada de isolador, aerogel, é utilizada para manter o *rover* quente. O aerogel, também conhecido como sílica sólida, mantém o calor no interior do *rover*. O aerogel é uma substância muito peculiar que muitos chamam de "fumo sólido", pois é composto 99,8 % de ar. Sendo mil vezes menos denso que o vidro, o aerogel é extremamente leve. Este material é também utilizado na sonda Stardust para recolher amostras no espaço profundo.

No entanto os *rovers* também não podem aquecer nem arrefecer demasiado, possuindo dispositivos para controlar a temperatura a bordo.

Durante o dia pode acontecer que o *rover* necessite de libertar algum calor caso este seja gerado em excesso pelos sistemas electrónicos ou pelos aquecedores eléctricos. O veículo possui alteradores eléctricos que ligam ou desligam os aquecedores, dependendo do estado dos termóstatos. Os alteradores térmicos activam ou desactivam automaticamente os aquecedores para manter as temperaturas dos sistemas electrónicos ou da bateria acima dos -40ºC, mesmo durante a noite marciana. As baterias no interior do *rover* possuem um sistema individual que utiliza as unidades RHU, aquecedores de sobrevivência e dois controladores de calor que estão ligados a radiadores separados colocados nas paredes do *rover*.

Os controladores de calor são outro dispositivo autónomo que modera a transferência de calor de forma a manter uma temperatura específica. Se as baterias começam a arrefecer abaixo dos -20ºC, os aquecedores serão activados. Se a

temperatura das baterias se aproxima dos 20ºC, o sistema irá aumentar a transferência de calor para os radiadores para que o excesso de calor possa ser conveccionado e radiado para o ambiente marciano. Quando o excesso de calor torna necessário manter a temperatura das baterias, isto é quando se passa do dia para a noite, o dispositivo diminui a transferência de calor para os radiadores de forma a reter calor.

O sistema de rejeição de calor ajuda também na manutenção da temperatura do veículo. A configuração do veículo na qual o *rover* está no centro de diferentes estruturas, faz com que seja difícil a dissipação do calor excessivo proveniente dos sistemas electrónicos do *rover*. Durante a fase de cruzeiro até Marte, o *rover* está alojado no interior da estrutura do veículo de descida que, por sua vez, está rodeado pelo escudo aerodinâmico. O escudo aerodinâmico está por sua vez acoplado ao estágio de cruzeiro (*Cruise Stage*) que transporta o sistema de propulsão e energia. Devido ao facto de o *rover* agir como o cérebro no coração do veículo, uma grande quantidade de energia (e calor) é gerada no corpo do *rover* (WEB) durante a fase de cruzeiro. Assim, um sistema de fluído bombeado mecanicamente e denominado HRS (*Heat Rejection System*) foi desenvolvido.

O sistema HRS é composto por uma bomba localizada no estágio de cruzeiro e por um sistema de tubos que percorre o estágio até ao veículo de descida para o *rover* de forma a recolher o calor (incluindo as unidades RHU e radiadores do estágio) e libertá-lo para o espaço exterior. A bomba é capaz de transferir 150 watts de calor. No interior do sistema é utilizado CFC-12, similar ao freon. O fluído é mantido entre os -7ºC e os 0ºC durante a fase de cruzeiro, mantendo os sistemas electrónicos e baterias em níveis de temperatura controlados.

O estágio de cruzeiro contém o sistema de propulsão. As condutas de propolente, os tanques e os motores, são mantidos a temperaturas apropriadas utilizando cobertores térmicos, tais como multi-camadas de isolador e aquecedores controlados termostaticamente.

O escudo aerodinâmico e o veículo de descida também possuem equipamento que deve possuir a temperatura controlada. Utilizam cobertores térmicos e aquecedores. Em alguns casos os aquecedores são utilizados para condicionar (aquecer) equipamento crítico tal como os *airbags*, geradores de gás, foguetões RAD e sistema de propulsão antes da entrada na atmosfera de Marte.

O rover

Montado no *rover* está o PMA. O PMA tem uma altura de 1,4 metros, dando uma perspectiva e um campo de visão semelhante ao humano. O PMA serve dois propósitos:

- Serve de periscópio para a Mini-TES que está alojada no interior do corpo do *rover*;
- Providencia altura e um melhor ponto de vista para as câmaras Pancam e Navcam.

Essencialmente o PMA permite ao *rover* ver à distância. Quando mais alto se observar, mais se pode ver. Um motor permite que as câmaras e a Mini-TES executem uma rotação de 360º no plano horizontal. Um outro motor de elevação pode apontar as câmaras até um ângulo de 90º acima do horizonte e 90º abaixo do horizonte. Um terceiro motor para a elevação da Mini-TES permite que esta seja apontada até 30º acima do horizonte e 50º abaixo do horizonte.

Durante a fase de cruzeiro o PMA encontra-se armazenado sobre o topo do *rover*. Após a abertura do veículo de descida na superfície, dispositivos pirotécnicos libertam o PMA. O PMA eleva-se sobre o *rover* utilizando um pequeno motor e executando um movimento em forma de hélice. O PMA permanecerá nessa posição até ao final da missão.

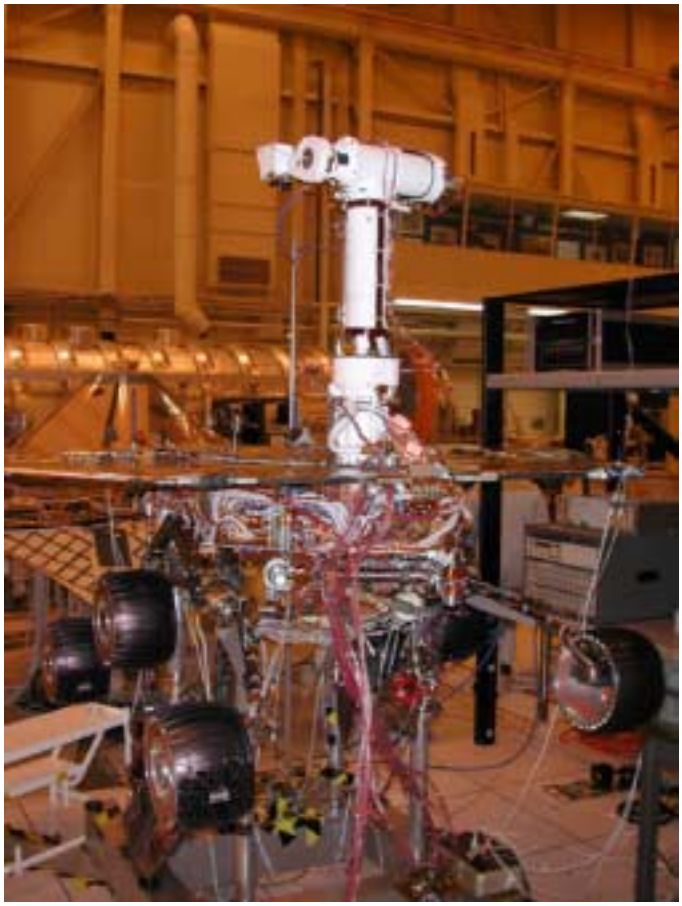
Os "olhos" e outros "sentidos" do *rover*

Pode-se dizer que cada *rover* possui nove "olhos": seis câmaras auxiliam na navegação do *rover* e três câmaras levam a cabo investigações científicas.

Hazcams (*Hazard Avoidance Cameras*)

Estas quatro câmaras estão montadas na parte inferior da frente e da traseira do *rover*. São câmaras a preto e branco que utilizam luz visível para obter imagens tridimensionais. Estas imagens são uma salvaguarda para evitar que o *rover* se perca ou inadvertidamente se despenhe contra obstáculos, trabalhando em conjunto com software que permite ao *rover* executar as suas opções de segurança e "pensar por si próprio".

Cada câmara tem um campo de visão de cerca de 120º e o *rover* irá utilizar estas câmaras para obter um mapa do terreno até cerca de 3,0 metros de distância à sua frente e até 4,0 metros em visão lateral. O *rover* necessita de ver a maior distância em visão lateral porque, ao contrário da visão humana, as câmaras Hazcam não se podem mover independentemente, estando montadas directamente sobre o corpo do *rover*.



Navcams (Navigation Cameras)

Colocadas no PAM estão duas câmaras que obtêm imagens a preto e branco e que utilizam a luz visível para obter imagens panorâmicas e tridimensionais. As Navcam são um par de câmaras em estéreo, possuindo cada uma um campo de visão de 45º. As duas câmaras serão utilizadas para planificar a navegação do *rover* pelo terreno. Irão trabalhar em coordenação com as Hazcams ao fornecer um campo de visão complementar do terreno.

Pancams (Panoramic Cameras)

Este par de câmaras a cores e estéreo, estão montadas no PAM e servem para obter imagens tridimensionais da superfície de Marte. As câmaras irão também obter imagens panorâmicas, pois o campo de visão e a altura a que estão colocadas permitem obter uma resolução semelhante à do olho humano (0,3 milirradianos), proporcionando assim uma visão semelhante á de um geólogo humano na superfície. As câmaras possuem oito filtros por câmara e entre as duas câmaras existem onze filtros coloridos, juntamente com dois filtros destinados à obtenção de imagens multi-espectrais do Sol. A Pancam é também parte do sistema de navegação do *rover*. Com o filtro solar, a Pancam será apontada para o Sol e será utilizada como um sensor. Tal como um compasso extremamente sofisticado, a direcção do Sol combinada com a hora do dia indicará à equipa de controlo exactamente qual a direcção para a qual o *rover* está apontado.

SMI (Science Microscopic Imager)

Esta câmara monocromática está colocada no braço robot do *rover* e irá servir para obter imagens em pormenor das rochas e do solo. Alguns dos estudos relacionados com as rochas e o solo irão ajudar os engenheiros a compreender as propriedades das rochas mais pequenas que podem influenciar a mobilidade das rodas do *rover* (avaliação da resistência, quantificação do seu afundamento no solo).

Operações no solo de Marte

Em cada dia de Marte o *rover* deverá percorrer 100 metros. Enquanto que um dia marciano (sol) tem uma duração de 24 horas 37 minutos e 30 segundos, o Sol só poderá providenciar energia suficiente para o *rover* se deslocar durante um período de 4 horas por volta do meio-dia marciano. Assim, o *rover* terá de ser capaz de se mover com rapidez e eficiência.

Mover-se com segurança de rocha em rocha ou de lugar em lugar, será um grande desafio devido ao tempo de comunicação entre a Terra e Marte ("*lag*") que é de cerca de 20 minutos. Ao contrário de um carro controlado remotamente, os condutores do *rover* não podem ver instantaneamente o que está a acontecer ao *rover* naquele dado momento e não podem enviar comandos rápidos de forma a prevenir que o *rover* vá de encontro a uma rocha ou que caia num penhasco.

Durante as operações na superfície, cada veículo recebe uma série de instruções no início de cada sol. A sequência de comandos enviada indica ao *rover* quais são os alvos para os quais se deve dirigir e que experiências científicas deve levar a cabo. Espera-se que o *rover* se mova uma determinada distância, colocando-se com precisão em relação a um determinado alvo e activar os seus instrumentos para obter imagens em detalhe e analisar os minerais ou elementos de uma determinada rocha ou solo.

A 10 de Junho de 2003 (1758:46,773UTC) era lançado o rover MER-2 Spirit em direcção a Marte a partir do SLC-17A de Cabo Canaveral. Imagem: NASA.

Os controladores e o *rover* terão de verificar a distância percorrida pelo veículo; utilizar software de prevenção de forma a obter um percurso em segurança; criar mapas para auxiliar na condução do *rover*; manter o veículo balanceado e na posição correcta; compreender qual é a direcção para a qual o veículo está direccionado; e cobrir o seu percurso em segurança.

Após deixar o seu veículo de descida, o *rover* irá iniciar uma rotina diária na qual irá percorrer cenários bem planeados e que são programados para obter o maior número de dados possível.

Na essência, o *rover* será um trabalhador assalariado e explorado «de sol a sol»!!! Um dia típico do *rover* inicia-se com o despertar pelo relógio de alarme a bordo. São recebidos comandos da Terra através da antena de alto ganho e tornam-se no plano diário de actividades. Estas são tarefas que serão realizadas nesse dia, bem como em parte do dia seguinte. Esta sobreposição de tarefas em dois dias é necessária para que o veículo saiba o que irá fazer nas horas entre o despertar e a comunicação com a Terra em cada dia subsequente. À tarde a sessão de comunicações entre a Terra e o *rover* é feita no sentido contrário. Os dados que foram obtidos pelo veículo são transferidos para a Terra através da ligação de alto ganho. Esta informação é utilizada para determinar o estado do *rover* e para verificar os resultados das experiências científicas. A antena de UHF é também utilizada para a transmissão de dados através de duas sondas em órbita: a Mars Global Surveyor e a Mars Odyssey. Os dados são analisados e as actividades para o dia seguinte são planeadas. Uma sequência de comandos é criada para ser transmitida para o *rover* na manhã seguinte.

O rover pode levar a cabo diferentes tarefas em cada dia desde a obtenção de imagens panorâmicas com a Pancam e com a Mini-TES que podem ser utilizadas para planificar e seleccionar alvos para estudo posterior, até à obtenção de medidas com os instrumentos científicos que o veículo transporta no seu braço robot IDD (*Instrument Deployment Device*). Outro dia o *rover* pode ser comandado para que percorra a maior distancia possível ou então que se aproxime de uma determinada rocha. Ao *rover* é ordenado que percorra uma distância entre dois pontos específicos, e este é capaz de manobrar através do terreno coberto de rochas. A aproximação a um determinado alvo é levada a cabo durante um sol e as câmaras Hazcam são utilizadas para verificar que tudo está em ordem. Somente após esta verificação é que o IDD é accionado.

A planificação das operações no solo de Marte deve levar em conta alguns constrangimentos. Cada instrumento tem diferentes necessidades de energia e a posição do Sol afecta a disponibilidade de energia solar. Vários equipamentos têm necessidades a nível térmico e todo o *rover* deve ser mantido quente enquanto suporta o frio das noites de Marte. Por outro lado, a posição da Terra e a localização das duas sondas em órbita de Marte afectam as comunicações.

Ao longo da missão o aumento da distância entre Marte e o Sol juntamente com o constante acumular de poeira nos painéis solares dos veículos, irá lentamente reduzir a capacidade de enviar dados por parte dos *rovers*.

O dispositivo IDD

O braço robot do *rover* (IDD) alberga e manobra os instrumentos que irão auxiliar os cientistas a obter informações acerca do solo e das rochas de Marte.

Tal como um braço humano, o IDD possui flexibilidade suficiente através de juntas semelhantes a um ombro, cotovelo e pulso. O braço permite que um conjunto de instrumentos científicos seja colocado em posição para estudar um determinado alvo. No final do braço está localizado um apoio em forma de cruz que possui vários instrumentos e que é capaz de rodar num ângulo de 350º. Os quatro instrumentos são o MI, o espectrómetro Mössbauer, o espectrómetro APXRS e o RAT. O antebraço também possui uma pequena escova para que a broca do RAT possa ser limpa antes da sua próxima utilização.

Parte do peso do braço robot em titânio (30%) provém dos quatro instrumentos que alberga. O peso faz com que a manobrabilidade do braço seja um verdadeiro desafio semelhante ao controlo de uma bola de *bowling* na ponta de uma cana de pesca. O braço deve ser o mais leve possível e foram feitos alguns orifícios em locais onde a necessidade da existência de titânio é mínima. Após a utilização do IDD, este é recolhido e armazenado em segurança na parte da frente do *rover*.

O IDD tem um alcance de 0,90 metros e possui cinco motores que permitem a sua mobilidade. Dois motores estão localizados na zona do ombro do IDD, permitindo movimentos horizontais e verticais. O ombro pode realizar movimentos de 160 º no plano horizontal e 70 º no plano vertical. A área de manobrabilidade do ombro é limitada pois caso pudesse movimentar-se mais no plano horizontal corria risco de embater na suspensão das rodas frontais.

Por seu lado a zona do cotovelo é manobrada com o auxílio de um motor. O cotovelo pode realizar movimentos num ângulo de 290º sendo capaz de estender e retrair o braço.

Finalmente a zona do pulso do IDD possui dois motores e é capaz de se mover na horizontal e na vertical de forma a colocar os instrumentos no plano perpendicular à superfície dos alvos a analisar. O pulso pode rodar verticalmente através de 340º e horizontalmente através de 350º.

O IDD funciona em conjunto com as Hazcams que obtém imagens dos alvos pretendidos. O software utiliza estas imagens para posicionar as referências na superfície do alvo. O IDD pode então ajustar o seu ângulo de aproximação de forma a se alinhar em segurança e colocar em posição um dos quatro instrumentos científicos que alberga. Na extremidade de cada instrumento existem sensores de contacto que indicam ao braço robot quando deve parar após ter feito contacto com a superfície do alvo.

A 8 de Julho de 2003 (0318:15,170UTC) era lançado o rover MER-1 Opportunity em direcção a Marte a partir do SLC-17B de Cabo Canaveral. Imagem: NASA.

Movimentação através da superfície de Marte

Cada MER possui seis rodas, cada uma com o seu próprio motor. As duas rodas dianteiras e as duas rodas traseiras possuem também sistemas motores que lhes permitem executar uma rotação de 360º sobre o ponto onde o veículo está localizado.

O desenho do sistema de suspensão é semelhante ao do *rover* Sojourner da missão Mars Pathfinder e é designado genericamente como "*rocker-bogie*". O sistema de suspensão é a forma como as rodas estão conectadas a e interagem com o corpo do *rover*. O termo "*bogie*" vem dos velhos sistemas de caminhos-de-ferro, sendo o "*bogie*" uma carruagem com seis rodas capaz de se inclinar para executar uma curva ao longo de uma linha-férrea. O termo "*rocker*" vem do desenho do diferencial, quem mantém o veículo balanceado permitindo-lhe subir ou descer dependendo das várias posições das suas rodas múltiplas. De vital importância na criação de um sistema de suspensão é a forma de prevenir o veículo de alterar de posição de repente e de uma forma dramática enquanto transpõem terreno pedregoso. Se um dos lados do *rover* tivesse de passar sobre uma rocha, o corpo do *rover* ficaria desequilibrado sem um sistema diferencial ("*rocker*") que ajudasse a balancear o ângulo que o veículo tivesse de executar num dado momento. Quando um dos lados do *rover* sobe o diferencial do sistema de suspensão automaticamente faz com que o outro lado desça de forma a distribuir o peso do veículo pelas seis rodas.

O *rover* é desenhado de forma a suportar uma inclinação de 45º em qualquer direcção sem capotar. Porém, o *rover* está programado com limites de protecção no seu software de forma a evitar exceder um limite de 30º durante os seus percursos.

O *rover* pode passar sobre obstáculos (pedras) ou através de buracos que têm um diâmetro superior ao das suas rodas (0,25 metros). Cada roda possui saliências que fornecem a capacidade de percorrer trajectos sobre areia ou sobre rochas soltas.

A velocidade máxima do *rover* é de 5 cm/s, porém o seu sistema de software faz com que o veículo pare em espaços de tempo de poucos segundos de forma a determinar a sua localização. A velocidade média do veículo será de 1 cm/s, estando programado para se mover durante aproximadamente 10s antes de parar para observar e compreender o terreno durante 20s, antes de se movimentar por outros 10s.

Necessidades energéticas dos MER

Os dois *rovers* necessitam de energia para operar na superfície de Marte. Sem energia os veículos não se podem mover, utilizar os seus instrumentos científicos ou mesmo comunicar com a Terra. A principal fonte de energia para cada *rover* provém de um conjunto de painéis solares que parecem asas sobre o *rover*.

Quando estão totalmente iluminados os painéis solares geram cerca de 140 watts de energia durante duas horas por sol. O *rover* necessita de cerca de 100 watts para se movimentar.

O sistema de energia para os MER inclui duas baterias recarregáveis para fornecer energia para o veículo quando o Sol não está acima do horizonte ou então quando está coberto de nuvens. Com o passar dos dias as baterias iram-se degradar e não serão capazes de se recarregar até à sua capacidade máxima. Por outro lado, no final da sua missão de 90 sol, a capacidade dos painéis solares será reduzida até cerca de 50 watts devido ao acumular de poeira sobre os painéis e devido à alteração de estação em Marte. O planeta irá afastar-se do Sol e devido ao aumento da distância o Sol não irá brilhar tão intensamente sobre os painéis solares. Adicionalmente, e tal como a Terra, Marte apresenta uma inclinação no seu eixo de rotação o que leva a alterações ao nível de estações. No final da missão, as alterações de estação no local de aterragem e a posição mais baixa do Sol no céu ao meio-dia irá significar menos energia nos painéis solares.

Sistemas de comunicação dos MER

Os MER possuem antenas de baixo e alto ganho que servem tanto como meios de transmissão como de recepção. Estão localizadas na secção de equipamento dos veículos.

A antena de baixo ganho envia e recebe informações em todas as direcções, isto é omnidireccional. A antena transmite ondas de rádio para as antenas da *Deep Space Network* (DSN) na Terra. A antena de alto ganho pode enviar informação numa direcção específica e é orientável para que se mover e apontar para qualquer antena na Terra. O benefício de possuir uma antena orientável leva a que todo o *rover* não tenha a necessidade de alterar a sua posição para transmitir para a Terra. Desta forma o *rover* também poupa energia ao somente orientar as antenas em vez de rodar toda a sua estrutura.

Os *rovers* podem também enviar informações para as duas sondas que se encontram em órbita de Marte, utilizando a Mars Global Surveyor e a Mars Odyssey como mensageiros que podem enviar dados do *rover* para a Terra e vice-versa. As duas sondas estão mais perto do *rovers* do que as antenas da DSN e as sondas em órbita possuem a Terra nos seus campos de visão durante períodos mais longos do que os dois *rovers* na superfície.

Deep Space Network

A DSN (*Deep Space Network*) da NASA, é uma rede internacional de antenas que permite comunicar com várias sondas espalhadas pelo Sistema Solar e não só. A DSN será também utilizada para comunicar com os dois MER.

A DSN consiste em três instalações de comunicações colocadas aproximadamente a uma distância de 120º em torno do globo terrestre e situadas em Madrid, Espanha; Deserto de Mojave na Califórnia, Estados Unidos; e em Goldstone, Austrália. Esta localização estratégica permite uma observação constante das sondas enquanto que a Terra roda sobre o seu eixo.

As antenas da DSN são enormes tendo 34 metros ou 70 metros de diâmetro. Quanto maior for a antena, mais forte é o sinal e maior é a quantidade de informação que a antena pode enviar e receber.

Cada MER transporta várias antenas que serão utilizadas em diferentes fases da missão e que lhes permitem comunicar para vários lugares e com outros veículos a diferentes velocidades. Os *rovers* podem escolher entre as antenas de UHF, baixo ganho, médio ganho ou alto ganho. Esta capacidade proporciona à equipa de controlo diferentes canais para enviar ou receber dados na Terra.

As ondas e rádio de e para os *rovers* através das sondas em órbita são enviadas utilizando antenas UHF que são antenas de curto alcance. Uma antena UHF encontra-se no *rover* e uma outra está numa das pétalas do veículo de descida para auxiliar no ganho de informação durante a fase de descida. A Mars Global Surveyor estará localizada numa posição ideal para cobrir o processo de descida.

O foguetão Delta-2 e as suas duas versões

Para se colocar os MER em direcção a Marte, foram utilizados dois foguetões do tipo Delta-2. No entanto, e devido à data do lançamento do segundo *rover*, a NASA teve de se recorrer de uma nova versão deste lançador, o Delta-2 Heavy. Os foguetões Delta são construídos em Huntington Beach, Califórnia, sendo a montagem final realizada em Pueblo, Colorado.

O *rover* Spirit foi colocado em órbita por um foguetão Delta-2 7925, que possui três estágios auxiliados por nove propulsores laterais na base do primeiro estágio (também se pode dizer que está é uma versão de quatro estágios se considerarmos os propulsores laterais de combustível sólido como um estágio). Por seu lado, o *rover* Opportunity foi lançado por um Delta-2 7925-H10L Heavy. A única diferença entre os dois lançadores está localizada nos diferentes tipos de propulsores laterais utilizados.

O Delta-2 7925 atinge uma altura de 38,10 metros e tem um diâmetro de 2,44 metros (sem entrar em conta com os propulsores sólidos na base). No lançamento tem um peso de 231.870 kg e é capaz de desenvolver uma força de 317.000 kgf. É capaz de colocar uma carga de 5.089 kg numa órbita baixa a 185 km de altitude ou então 1.818 kg numa trajectória para a órbita geossíncrona.

Os nove propulsores laterais são fabricados pela *Alliant Techsystems*. Os propulsores laterais utilizam propolente PBHT (Polibutadieno Hidróxil Terminado) que é um material com um aspecto semelhante a uma borracha sintética que junta num só tanto o oxidante como o combustível. As estruturas exteriores dos propulsores são fabricadas em epoxy-grafite que é cinco vezes mais leve que um metal. Estas estruturas são conhecidas como GEM (*Graphite-Epoxy Motors*). Durante o lançamento seis dos propulsores entram em ignição a T=0s, enquanto os três restantes, que possuem escapes ou tubeiras de maiores dimensões, entram em ignição poucos momentos após o final da queima dos primeiros seis e numa altura em que o lançamento já se encontra mais leve devido à queima do combustível do primeiro estágio.

Os GEM-40 utilizados para lançar o Spirit tinham um diâmetro de 1,016 metros e pesavam cerca de 11.975 kg com o combustível sólido (1.361 kg), tendo um comprimento de 12,96 metros. Cada GEM-40 desenvolve uma força de 50.803,2 kgf. Os GEM-46 utilizados para lançar o Opportunity tinham um diâmetro de 1,116 metros e pesavam cerca de

19.327 kg com o combustível sólido (2.282 kg sem combustível), tendo um comprimento de 14,70 metros. Cada GEM-46 desenvolve uma força de 64.070 kgf.

O primeiro estágio (Delta Thor XLT-C) tem um peso bruto de 101.900 kg e um peso de 5.900 kg sem combustível. Tem um comprimento de 26,05 metros e um diâmetro de 2,44 metros. No vácuo produz uma força de 107.498 kgf, tendo um Ies de 302 s e um tempo de queima de 265 s. Está equipado com um motor RS-27A (uma câmara de combustão) que tem um peso de 1.091 kg, um diâmetro de 2,44 metros e uma altura de 3,78 metros. Consome LOX e querosene altamente refinado (RP-1).

Este estágio contém o motor, os tanques de combustível e oxidante, e uma secção central que se encontra entre o tanque de combustível e o tanque de LOX. Esta secção alberga o equipamento electrónico que serve para implementar os comandos enviados pelo segundo estágio onde se encontra localizado o computador central do lançador.

Quando o lançador abandona a plataforma de lançamento, necessita de cada vez mais combustível para continuar a acelerar. Uma turbina faz com que o combustível e o oxidante sejam injectados sobre pressão para a câmara de combustão. O LOX é também utilizado para arrefecer o motor e o escape do lançador. Dois pequenos motores de precisão fornecem o controlo de rotação durante a ignição do motor principal e permitem o controlo de atitude após o final da queima do primeiro estágio e antes da sua separação. Estes motores entram em funcionamento quando sensores detectam que o foguetão começa a rodar.

De forma a se conseguir um ajustamento à trajectória do lançador, o motor é deslocado para trás e para a frente no fundo do veículo utilizando dispositivos semelhantes a suspensões. Estas suspensões são dispositivos que mantêm os objectos suspensões no plano horizontal sem depender do movimento ao utilizar dois anéis colocados num eixo com ângulos rectos entre si. Estas suspensões funcionam em conjunto com giroscópios que notam se se encontram a rodar num determinado ângulo limite. Caso isto aconteça, encontram-se desequilibrados e enviam um sinal para as suspensões de moverem. Todo o movimento é muito semelhante ao exercício que fazemos quando tentamos equilibrar uma vassoura na palma da nossa mão.

O segundo estágio, Delta K, tem um peso bruto de 6.954 kg e um peso de 950 kg sem combustível, tendo um comprimento de 5,89 metros e um diâmetro de 1,7 metros. No vácuo o seu motor Aerojet AJ10-118K (com um peso de 98 kg, um diâmetro de 1,7 metros e uma câmara de combustão) produz uma força de 4.425 kgf, tendo um Ies 318 s e um tempo de queima de 444 s. Consome N_2O_4 e Aerozine-50.

O segundo estágio pode ser accionado várias vezes. A primeira ignição ocorre durante a fase final da trajectória para a órbita terrestre e é utilizado para colocar o terceiro estágio e a sua carga na órbita terrestre, estando programado para terminar a sua queima assim que seja atingida a órbita.

O segundo estágio e a sua carga orbitam a Terra nessa órbita até que é chegada a altura para entrar novamente em ignição (no caso dos MER para entrar numa trajectória trans-marciana). Assim que o veículo se encontra num determinado ângulo, o segundo estágio entra novamente em ignição, proporcionando o alinhamento final e a velocidade para o terceiro estágio e para a carga do lançador.

O segundo estágio utiliza um sistema semelhante ao do primeiro estágio para se manter na posição certa, isto é com um bom alinhamento de trajectória. Para controlar alguma rotação do segundo estágio, existe um sistema de nitrogénio que pode ser utilizado para controlar o veículo durante a ignição. Este sistema é utilizado para orientar o segundo estágio quando é desactivado, podendo-o dirigir para qualquer direcção ou induzir uma rotação em qualquer sentido.

O controlo é feito utilizando o denominado RIFCA (*Rocket Inertial Flight Control Assembly*), que é um sistema de aviónicos que utiliza dados provenientes de giroscópios laser e de acelerómetros para poder executar a navegação, orientação e sequenciar as funções do veículo. Este sistema avalia as acelerações e calcula os passos seguintes tendo em conta valores programados. Se os dados são diferentes dos que são esperados, então envia comandos que colocam o veículo na trajectória correcta.

O terceiro estágio do lançador, Star-48B, fornece a maior parte da velocidade necessária para abandonar o campo gravitacional terrestre e colocar a sonda numa trajectória para Marte. De forma a deixar a órbita terrestre, o veículo tem de voar mais rapidamente do que a velocidade de escape da Terra (Segunda Velocidade Cósmica). Antes da queima do terceiro estágio, a sonda encontra-se a uma velocidade de 31.381,35 km/h e após a queima deste estágio o veículo atinge os 40.232,50 km/h. Para atingir esta velocidade o motor irá entrar em ignição durante 1m 30s e irá queimar perto de 2.020 kg de propolente sólido composto por Perclorato de Amónio e Alumínio.

Este estágio não transporta qualquer sistema de controlo e de forma a assegurar que permanece na rota desejada e que a propulsão seja dirigida toda na mesma direcção, o estágio é estabilizado por rotação (12 rpm), sendo esta reduzida para 2 rpm após a separação entre o terceiro estágio e a sonda.

Tanto os MER como o terceiro estágio estão alojados no interior da ogiva de protecção que tem um diâmetro de 2,9 metros. A ogiva de protecção é utilizada para proteger a sonda e o terceiro estágio na fase inicial do lançamento quando

as forças aerodinâmicas na atmosfera terrestre poderiam afectar o desempenho do foguetão lançador. No lançamento o veículo terá de suportar forças na ordem dos 453,6 kg/m^2. A ogiva separa-se do lançador após a ignição do segundo estágio e a uma altitude de 130 km.

Lançamento dos MER

Lançamento orbital n.º 4.275
Lançamento E.U.A. n.º 1.273 (29,778%)
Lançamento Cabo Canaveral n.º 660 (15,439%)

Lançamento orbital n.º 4.280
Lançamento E.U.A n.º 1.275 (29,790%)
Lançamento Cabo Canaveral n.º 661 (15,444%)

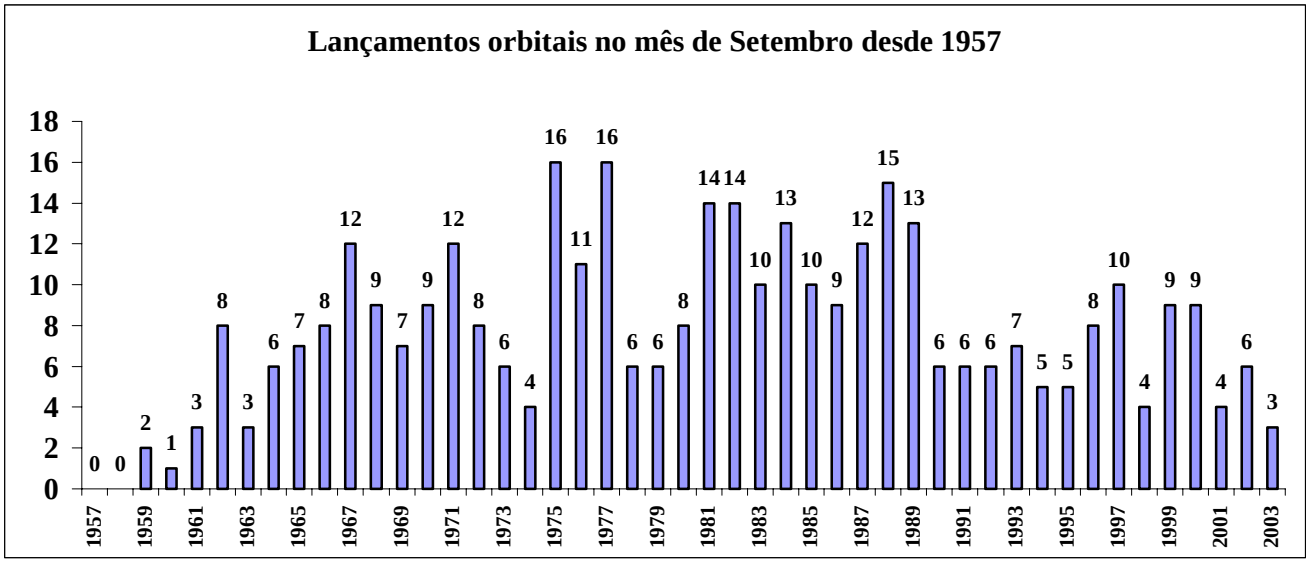
O lançamento do MER-2 Spirit teve lugar a 10 de Junho de 2003, sendo lançado às 1758:46,773UTC desde o SLC-17A do Cabo Canaveral pelo Delta-2 (D298). Este foi o 660º lançamento orbital a ter lugar desde o Cabo Canaveral e o 1.273º realizado pelos Estados Unidos desde 1958. Por seu lado, o MER-1 Opportunity foi lançado a 8 de Julho às 0318:15,170UTC. O seu lançamento foi levado a cabo desde o SLC-17B de Cabo Canaveral pelo foguetão Delta-2 (D299), sendo o 661º lançamento orbital dos Estados Unidos e o 1.275º lançamento orbital realizado por este país desde 1958.

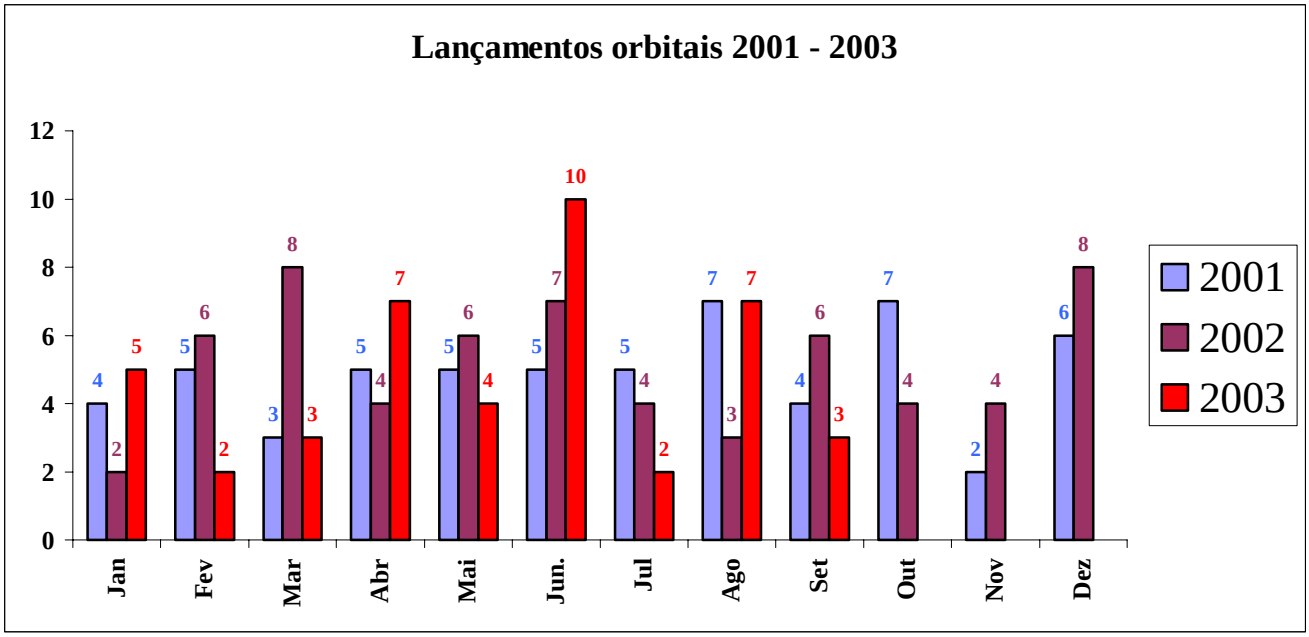
Como o lançamento das duas missões se processou de forma semelhante, o ***Em Órbita*** irá somente descrever o lançamento do rover MER-1 Opportunity na edição n.º 36 a ser editada em Janeiro de 2004.

Lançamentos não tripulados

Em Setembro de 2003 registaram-se 4 tentativas de lançamentos orbitais das quais 3 tiveram sucesso, colocando-se em órbita 11 satélites. Desde 1957 e tendo em conta que até 30 de Setembro foram realizados 4.291 lançamentos orbitais, 366 lançamentos foram registados neste mês, o que corresponde a 8,529% do total. É no mês de Dezembro (417 lançamentos que correspondem a 9,718% do total) onde se verificam mais lançamentos orbitais e o mês de Janeiro é o mês no qual se verificam menos lançamentos orbitais (265 lançamentos que correspondem a 6,176% do total).

O primeiro lançamento orbital realizado em Setembro teve lugar a 12 de Setembro de 1959 (0639:42UTC) quando um foguetão 8K72 Vostok-L (I1-7B), lançado a partir da plataforma 17P32-5 (LC1 PU-5) do Cosmódromo de NIIP-5 Baikonur, colocou a sonda AMS Luna-2 'E-1 n.º 6' (00014 1958 Csi 1 1959-014A) numa trajectória lunar. Este foi o 17º lançamento orbital desde Outubro de 1957.





9 de Setembro – Titan-401B Centaur (B-26/TC-20)

USA-171 (Mentor-3 NROL-19)

Lançamento orbital n.º 4.282
Lançamento Rússia n.º 2.700 (63,055%)
Lançamento Plt. Odyssey n.º 9 (0,210%)

Sendo este um lançamento militar ultra-secreto, as informações relativas à carga transportada na missão B-36 são extremamente escassas. O satélite militar é operado pelo *National Reconnaissance Office* e segundo observadores militares destina-se a interceptar comunicações, sinais electrónicos e telemetria, a partir de uma órbita geostacionária a 35.888,37 km de altitude. Estes satélites são conhecidos com a designação Advanced ORION e dois lançamentos similares tiveram lugar em Maio de 1995 Maio de 1998, sendo no entanto a primeira vez desde Agosto de 1998 que se realizou um lançamento deste tipo desde o Cabo Canaveral. O último resultou numa gigantesca explosão sobre o complexo de lançamento e 40s após a ignição, destruindo o que se pensa ter sido um satélite espião da classe MERCURY.

Os foguetões Titan-4 utilizados neste tipo de lançamentos caracterizam-se por possuírem ogivas de protecção das suas cargas extremamente grandes. A ogiva utilizada neste lançamento tinha um comprimento de 26,21 metros.

O majestoso Titan-401B/Centaur

O Titan-401B/Centaur é um lançador a três estágios auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. Tendo um peso total de 939.000 kg, é capaz de desenvolver uma força de 1.529.575,43 kgf no lançamento, colocando uma carga de 9.000 kg numa órbita geossíncrona.

De forma geral os Titan-4B resultaram de melhoramentos introduzidos nos Titan-4 substituindo os propulsores laterais UA1207 pelos USRM (*Upgraded Solid Rocket Motors*). Foram desenvolvidos para melhorar a performance nas suas missões e reduzir o número de juntas nos motores de combustível sólido em resultado do acidente com o vaivém espacial OV-099 Challenger e dos acidentes com os foguetões Titan-34D que utilizavam motores segmentados.

Em média o Titan-4B pode colocar 21.680 kg numa órbita terrestre baixa a 150 km de altitude e com uma inclinação de 28,6º em relação ao equador, ou então 5.760 kg numa órbita geossíncrona (obviamente que estes valores são diferentes dependendo da combinação de estágios superiores utilizados).

No lançamento desenvolve uma força de 1.396.380 kgf, tendo um peso total de 943.050 kg, um diâmetro central de 3,05 metros e um comprimento total de 44,0 metros (com o estágio Centauro lançador tem um comprimento de 62,20 metros).

Os propulsores laterais de combustível sólido USRM têm um peso bruto de 357.239 kg, pesando 52.040 kg sem combustível. Desenvolvem uma força de 770.975 kgf (vácuo), tendo um Ies de 286s, um Ies-nm de 259s e um Tq de 140s. Têm um comprimento de 33,54 metros e um diâmetro de 3,20 metros.

O primeiro estágio tem um peso bruto de 163.000 kg, pesando 8.000 kg sem combustível. Está equipado com dois motores LR-87-11 que no vácuo desenvolvem uma força de 247.619 kgf, tendo um Ies de 302s e um Tq de 164s. Este estágio tem um comprimento de 26,37 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Cada motor tem uma câmara de combustão e consomem N_2O_4 e Aerozine-50. O LR-87-11 é fabricado pela Aerojet e tem também a designação AJ23-139.

O segundo estágio tem um peso bruto de 39.500 kg, pesando 4.500 kg sem combustível. No vácuo do seu motor LR-91-11 desenvolve uma força de 46.857 kgf, tendo um Ies de 316s e um Tq de 223s. Este estágio tem um comprimento de 9,94 metros e um diâmetro de 3,05 metros. O seu motor tem um peso de 589 kg, um diâmetro de 1,63 metros e um comprimento de 2,81 metros. O motor tem uma câmara de combustão e consome N_2O_4 e Aerozine-50.

O estágio Centaur tem um peso bruto de 23.880 kg, pesando 2.775 kg sem combustível. Está equipado com dois motores LR-10A-3A que desenvolvem uma força de 14.970 kgf no vácuo, tendo um Ies de 44s e um Tq de 625s. Este estágio tem um comprimento de 9,0 metros e um diâmetro de 4,33 metros. O LR-10A-3A tem um peso de 141 kg, um diâmetro de 1,01 metros e um comprimento de 1,71 metros. O motor tem uma câmara de combustão e consome LOX e LH_2.

No total foram lançados 12 foguetões Titan-4B dos quais somente 2 fracassaram, tendo assim uma taxa de sucesso de 83,33%. Destes 12 lançamentos, 6 utilizaram como estágio superior o Centaur e todos eles cumpriram a sua missão (no total ocorreram 23 missões Titan/Centaur, mas a seguinte tabela é referente somente às missões Titan-4B/Centaur).

Lançamento	Data	Local Lançamento	Veículo	Carga
1997-061	15-Out-97	Cabo Canaveral AFS, LC-40	Titan-4B/Centaur (B-33/45E-13/K-33)	Cassini-Huygens (25008 1997-061A)
1998-029	09-Mai-98	Cabo Canaveral AFS, LC-40	Titan-4B/Centaur (B-25/TC-18)	USA-139 (25336 1998-029A)
1999-023	30-Abr-99	Cabo Canaveral AFS, LC-40	Titan-4B/Centaur (B-23/TC-14/K-26)	USA-143 / Milstar-2 F1 (25724 1999-023A)
2001-009	27-Fev-01	Cabo Canaveral AFS, SLC-40	Titan-401B/Centaur (B-41/K-36 'Gus')	USA-157 / Milstar-2 F2 (26715 2001-009A)
2002-001	16-Jan-02	Cabo Canaveral AFS, SLC-40	Titan-401B/Centaur (B-38/TC-19)	USA-164 / Milstar-2 F3 (27168 2002-001A)
2003-041	09-Set-03	Cabo Canaveral AFS, SLC-40	Titan-401B/Centaur (B-36/TC-20)	USA-171 / Mentor-3 NROL-19 (27937 2003-041A)

A missão B-36/TC-20

Este lançamento esteve inicialmente previsto para ter lugar a 28 de Abril de 2002, mas problemas não especificados com o satélite militar ditaram o seu adiamento para 3 de Junho. Entretanto procedeu-se ao lançamento de um satélite Milstar em Abril o que fez com que o lançamento da missão B-36 fosse adiado por mais algumas semanas para o dia 6 de Agosto e posteriormente para o mês de Dezembro. Estes adiamentos e a necessidade de se proceder a outros lançamentos militares e não só, ditaram o adiamento do voo para 2003.

O lançamento foi agendado para o dia 9 de Junho de 2003 para ser adiado novamente para 15 de Setembro. Esta data foi antecipada para o dia 18 de Agosto, mas um novo adiamento teve lugar a 6 de Agosto devido à ocorrência de uma fuga de propolente na plataforma de lançamento, seguido de problemas com um sensor no veículo lançador e de uma outra situação não especificada com o satélite. O problema com o sensor de combustível deveu-se ao facto de durante alguns milissegundos ter indicado que um tanque de combustível não se encontrava abastecido com a quantidade suficiente de propolente e após o problema ter sido compreendido o lançamento foi novamente agendado.

No dia 12 de Agosto, enquanto se procedia ao abastecimento do segundo estágio do foguetão lançador, deu-se uma fuga segunda fuga de propolente. A fuga registou-se por volta das 2300UTC, originando uma nuvem de gás tóxico que acabou por se dissipar antes de atingir áreas residenciais. A nuvem dirigia-se em direcção ao Centro Espacial Kennedy. Cerca de 189 litros de tetróxido de nitrogénio, que é utilizado como agente oxidante na combustão dos motores do lançador juntamente com Aerozine-50 (uma mistura de hidrazina e hidrazina-dimetil assimétrica), foram derramados na plataforma de lançamento. O tetróxido de nitrogénio é também utilizado em explosivos e é extremamente tóxico apesar de não ser inflamável. É altamente irritante para o tracto respiratório e pulmões, sendo muito nocivo quando inalado. Estes produtos químicos que entram em ignição quando entram em contacto um com o outro, são extremamente corrosivos são utilizados devido ao facto de poderem ser armazenados a PTN.

Não se sabe ao certo o número de pessoas presentes na plataforma de lançamento SLC-40 quando ocorreu a fuga, porém todos envergavam equipamento de protecção e conseguiram controlar a fuga em poucos minutos.

Para cada operação de abastecimento são modelados verdadeiros cenários de catástrofe pelo controlo do centro de lançamentos de forma a se assegurar todas as operações de segurança. São levados a cabo cálculos e simulações da quantidade de propolente derramado, além de potenciais fugas credíveis. Se durante o procedimento ocorre qualquer condição que ultrapassa os critérios de segurança, esse procedimento é imediatamente suspenso.

A causa de fuga ficou a dever-se a um problema num sistema de bombagem que acabou por ser substituído, além de outro equipamento que foi danificado. Devido a este problema o lançamento foi adiado por um dia. Os trabalhos de limpeza da plataforma terminaram no dia 14 de Agosto, mas o lançamento seria adiado por mais um dia a 18 de Agosto devido à necessidade de se proceder a trabalhos adicionais relacionados com a fuga de oxidante registada anteriormente.

O lançamento acabaria por ser novamente adiado no dia 19 de Agosto devido a problemas registados tanto no lançador (leituras erráticas provenientes de um sensor localizado num tanque de combustível do segundo estágio) como na sua carga secreta.

Às 2100UTC do dia 8 de Setembro, as enormes portas no lado sul da torre de serviço do complexo SLC-40 foram abertas permitindo assim a colocação da torre na sua posição de lançamento. A torre está assente sobre rodas e tem um peso de 5.080,2 t, tendo uma altura de 79,2 metros. É considerado como uma das estruturas auto-propulsoras mais altas e mais pesadas do mundo.

A pressurização do tanque de oxidante do segundo estágio teve início às 0138UTC do dia 9 de Setembro e às 0146UTC o nível de LOX atingiu o nível necessário para a missão. Às 0153UTC iniciava-se o abastecimento de LH_2 no estágio Centaur.

Por volta das 0200UTC surgiu um pequeno problema com uma bateria no estágio principal do lançador que no entanto foi resolvido sem muitos problemas. Ao mesmo tempo terminavam as verificações nos repetidores de banda-C do estágio Centaur.

Às 0204UTC prosseguia o abastecimento de hidrogénio líquido no estágio Centaur atingindo-se 50% da capacidade. O hidrogénio líquido encontra-se a uma temperatura de -252,78ºC e juntamente com o LOX (a -183,33ºC) será consumido pelos motores RL10A-3-3A do primeiro estágio. Estes motores são construídos pela *Pratt & Whitney* e foram utilizados nas missões Titan-Centaur, sendo este modelo específico retirado do serviço após esta missão. Os modelos RL10A-3 são utilizados nos Titan desde 1974. Estes modelos são dos mais fiáveis existentes tendo uma percentagem de sucesso de 100%. Um total de 36 destes motores foram utilizados em 18 missões tanto governamentais como militares. Foram utilizados para lançar as sondas solares Helios-A e Helios-B, as sondas marcianas Viking-1 e Viking-2, as duas sondas Voyager, a sonda Cassini-Huygens, três lançamentos de satélites Milstar e oito missões militares secretas.

Enquanto que os motores RL10A-3 serão retirados do serviço, os motores RL-10A-4 e RL10B-2 continuarão a ser utilizados nos foguetões Atlas e Delta.

Às 0217UTC iniciaram-se as verificações do sistema de autodestruição do foguetão por parte do *Range Safety*. Às 0227UTC foi a vez de se proceder à verificação dos receptores de comandos e às 0257UTC a contagem decrescente entrou numa paragem de 10 minutos para se verificar a prontidão para o lançamento.

Durante a paragem na contagem decrescente a equipa de lançamento detectou uma leitura de temperatura superior ao esperado no estágio Centaur que levou ao prolongamento da paragem da contagem decrescente. O lançamento estava marcado para as 0312UTC, mas acabou por ser adiado para as 0429UTC. Às 0405UTC o problema com o Centaur acabou por ser resolvido e a contagem decrescente foi retomada às 0424UTC. A partir desta fase a contagem decrescente foi controlada pelo sistema computadorizado PAGE (*Programmable Aerospace Ground Equipment*).

Às 0427UTC (T-2m) o estágio Centaur começou a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia, iniciando-se também a transferência de energia para o sistema de autodestruição FTS (*Flight Termination System*). A T-1m (0427UTC) foram segurados os tanques de propolente do Centaur e a T-1m15s (0427UTC) o sistema FTS foi armado.

A T-1m (0428UTC) o sistema de orientação do Centaur foi transferido para o controlo inercial e para o modo de voo. A ignição dos dois propulsores laterais de combustível sólido teve lugar às 0429UTC. Cada propulsor desenvolve de 771.106,90 kgf no lançamento. Logo após se afastar da torre de serviço da plataforma de lançamento, o veículo iniciou uma manobra de rotação e translação de forma a posicionar num azimute de voo a 93,9º, dirigindo-se para Este.

Aos T+1m20s (0430UTC) o foguetão viajava a uma velocidade de 487,68 m/s, a uma altitude de 9,17 km e a uma distância de 3,70 km do Cabo Canaveral.

A ignição dos motores do estágio principal do Titan teve lugar às 0431UTC (T+2m30s) em antecipação do final da queima e separação dos dois propulsores laterais que veio a acontecer às 0431UTC (T+2m33s). A ogiva de protecção da carga separou-se às 0432UTC (T+3m26s).

Às 0432UTC (T+3m50s) o foguetão viajava a uma velocidade de 2,87 km/s, a uma altitude de 98,17 km e a uma distância de 189,90 km do Cabo Canaveral.

O final da queima do primeiro estágio teve lugar às 0433UTC (T+4m55s), separando-se de seguida. O segundo estágio entrou em ignição às 0434UTC (T+5m30s). A T+6m (0435UTC) o lançador encontrava-se a 519,82 km do Cabo Canaveral e a viajar a uma velocidade de 18.068,91 km/h.

O final da queima do segundo estágio teve lugar às 0438UTC (T+9m28s) e de seguida foram accionados retro foguetões de forma a separar o segundo estágio do estágio Centaur que entrou em ignição às 0438UTC (T+9m35s). Esta ignição durou até às 0441UTC (T+12m10s), altura em que se atingiu a fase MECO 1 e uma órbita preliminar.

O fornecimento de informações públicas relacionadas com este lançamento terminou segundos após se ter atingido a primeira órbita preliminar. O estágio Centaur levou ainda a cabo mais duas ignições para colocar a sua carga secreta na órbita desejada. Porém, estes acontecimentos bem como a separação do satélite não foram anunciados por motivos de segurança. O sucesso ou o possível fracasso da missão de seis horas para colocar este satélite secreto em órbita, não foram anunciados pela Força Aérea dos Estados Unidos ao contrário do que aconteceu em anteriores missões militares secretas.

Após atingir a órbita terrestre o satélite espião recebeu a designação USA-171, sendo-lhe atribuída a Designação Internacional 2003-041A e o número de catálogo orbital 27937. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

16 de Setembro – KT-1 Kaituozhe-1

PS-2

A segunda tentativa de lançamento orbital do novo foguetão chinês Kaituozhe-1 (KT-1) marcou o primeiro fracasso do ano de 2003. As informações acerca deste desaire são extremamente escassas, mas parece que o problema terá surgido durante a queima do último estágio do lançador. O lançamento teve lugar desde o Centro de Lançamento de Satélites de Taiyuan.

O Kaituozhe-1 (KT-1) é o primeiro lançador de satélites chinês a combustível sólido e deriva do míssil balístico intercontinental DF-31 do qual utiliza os seus primeiros dois estágios, acrescentando-lhe um terceiro estágio. O KT-1 tem a capacidade de colocar uma carga de 100 kg numa órbita terrestre a 500 km e altitude e com uma inclinação de 98,0º em relação ao equador terrestre. O veículo terá um comprimento de 12,0 metros, um diâmetro de 2,0 metros no seu primeiro estágio e terá um peso de 20.000 kg. O KT-1 foi pela primeira vez revelado através de um modelo numa exposição em Beijing realizada em Setembro de 2001. Este lançador parece ser o primeiro de uma família de lançadores chineses a combustível sólido. O primeiro indício da existência destes lançadores surgiu durante a Exposição Internacional Chinesa de Aviação e Aeroespacial, que decorreu em Zhuhai entre os dias 4 e 7 de Novembro de 2002. Nessa exposição encontravam-se alguns produtos da Corporação Chinesa da Industria e Ciência Aeroespacial.

A ideia inicial no desenvolvimento de um lançador a combustível sólido era a de que o veículo teria de ter a capacidade de ser lançado de várias zonas distintas e parte dos seus componentes teriam de ser reutilizáveis. A 28 de Maio de 2000 foi estabelecida a *Space Solid Fuel Rocket Carrier Co.* com o intuito de desenvolver o que na altura era designado por SLV-1 (não confundir com o lançador indiano de mesmo nome).

O desenho base do KT-1 é estabelecido a 15 de Agosto do mesmo ano e no dia 7 de Novembro é atribuída a designação Kaituozhe-1 (que significa explorador). Um comité, constituído por 14 membros, é encarregue de analisar o projecto do KT-1 e a 16 de Novembro dá o seu aval à sua continuação, estabelecendo-se o ano de 2002 como o ano inaugural da sua utilização.

Da mesma forma a informação relativa ao satélite transportado neste segundo voo é também escassa. Sabe-se no entanto que o satélite foi desenvolvido pela *Aerospace Solid Launch Vehicle Corp.* e que teria um peso de aproximadamente 40 kg.

As notícias deste lançamento foram anunciadas pelo analista espacial Chen Lan baseado em dados fornecidos pela página da Internet china-spacenews.com. Segundo esta página, este lançamento tratar-se-ia de um voo de ensaio suborbital de forma a testar todas as fases do lançamento do veículo incluindo a injecção orbital de um pequeno satélite após a sua separação do último estágio lançador. Porém, este terá sido um objectivo secundário do lançamento pois não foi detectado qualquer novo satélite em órbita terrestre após o lançamento. Como as informações oficiais afirmam que o teste foi bem sucedido no seu todo, pode-se assumir que a falha terá surgido já numa fase avançada do lançamento muito provavelmente a quando da ignição do quarto e último estágio.

O KT-1 deveria colocar em órbita um pequeno satélite com um peso de 40 kg denominado PS-2. O PS-2 deveria orbitar a Terra numa órbita circular polar a 300 km de altitude.

N.º Ordem	País	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Carga
1999-F04	308 Japão 007	15-Nov-99	H-2 (H-II-8F)	Tanegashima, Yoshinubo	MTSat
1999-F05	309 Brasil 002	12-Dez-99	VLS-1 (V-02)	Alcântara	SACI-2
2000-F01	310 Japão 008	10-Fev-00	M-V (M-V-4)	Kagoshima, M-V	ASTRO-E
2000-F02	311 Rússia 148	12-Mar-00	11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico Odyssey Plt.	ICO F-1
2000-F03	312 Rússia 149	27-Dez-00	11K68 Tsyklon-3	GIK-1 Plesetsk, LC32	Strela-3; Gonets
2001-F01	313 E.U.A. 126	21-Set-01	Taurus 2110 T011-T06	Vandenberg AFB, SLC-576E	OrbView-4; QuikTOMS; SDB; Celestis-04
2002-F01	314 China 008	15-Set-02	Kaituozhe-1 (KT-1)	Taiyuan SLC	Tsinghua-2 (?)
2002-F02	315 Rússia 150	15-Out-02	11A511U Soyuz-U	GIK-1 Plesetsk, LC43-3	Foton-M n.º 1
2002-F03	316 ESA 009	11-Dez-02	Ariane-5ECA (V157)	CSG Kourou, ELA-3	Hot Bird-7; Stentor
2003-F01	317 China 009	16-Set-03	Kaituozhe-1 (KT-1)	Taiyuan SLC	PS-2

27 de Setembro – 11K65M Kosmos-3M

Mozhayets-4; Rubin 4-DSI; NigeriaSat-1; BNSCSat-1; BilSat-1; Larets; STSat-1

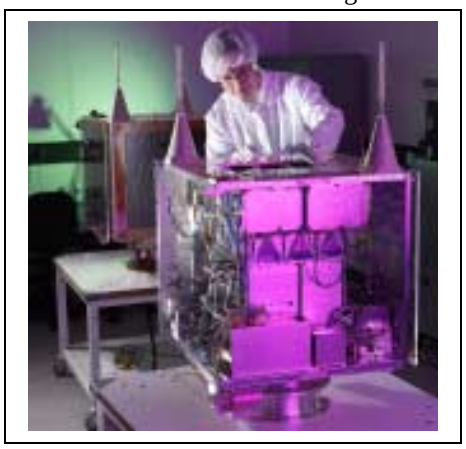
Lançamento orbital n.º 4.284
Lançamento E.U.A. n.º 1.277 (29,809%)
Lançamento Vandenberg AFB n.º 568 (13,259%)

A segunda missão no âmbito do programa DMC (*Disaster Monitoring Constelation*) teve lugar a 27 de Setembro de 2003 com um foguetão 11K65M Kosmos-3M a colocar em órbita mais três veículos pertencentes à constelação, o BNSCSat, o NigeriaSat-1 e o BILSat. O lançamento é levado a cabo após um acordo entre a SSTL - *Surrey Satellite Technology, Ltd.* (a mesma empresa que construiu o PoSat-1) e a empresa russa *Ropsoboronexport*.

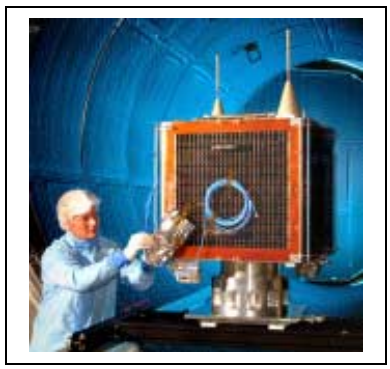
Os satélites são construídos ao abrigo de um programa de colaboração entre a empresa SSTL e a Argélia, Nigéria, China, Tailândia, Turquia, Vietname e o Reino Unido. A SSTL está associada à Universidade de Surrey, em Guilford – Inglaterra.

O mesmo foguetão transportou mais três satélites pertencentes à Rússia (o Rubin 4-DSI que permaneceu acoplado ao último estágio do foguetão lançador, o Mozhayets-4 e o Larets), além de mais um satélite sul-coreano, o STSat-1.

O satélite BNSCSat-1 (*British National Space Center Satellite-1*) é a contribuição britânica para a constelação DMC. Foi desenvolvido ao abrigo de uma bolsa do programa MOSAIC (*MicrOSatellite ApplIcations in Colaboration*). O BNSCSat-1 é um satélite que aplica um desenho standard da SSTL enriquecido com diversa instrumentação científica e de desenvolvimento. Tal como os restantes satélites da constelação DMC, o BNSCSat-1 transporta um sistema de imagem desenvolvido pela SSTL e que permite a obtenção de imagens do solo com uma resolução de 32 metros e com uma largura de 640 km. A câmara utiliza bandas de luz verde, vermelha e no infravermelho próximo. Em comparação com outros satélites DMC, o BNSCSat-1 possui uma maior capacidade de armazenamento de imagens a bordo com uma capacidade de 1,5 GB. As imagens são transmitidas para o centro operacional da SSTL através de uma ligação de 8 Mbps. O satélite também deu a oportunidade à SSTL para testar um novo conceito em detecção remota, a denominada reflectometria GPS. Esta técnica, que mede os sinais do sistema de navegação GPS depois de eles serem reflectidos na superfície do mar, pode revolucionar a detecção remota oceanográfica. Se o satélite validar as teorias da reflectometria GPS, a técnica pode permitir que no futuro os satélites possam medir a altura das ondas no mar alto, fornecendo assim importantes dados aos operadores marítimos. Por outro lado, a SSTL irá utilizar as imagens fornecidas pelo BNSCSat-1 para investigar a utilização de imagens deste tipo (que cobrem uma grande área com uma resolução espacial média e uma resolução temporal elevada).



O NigeriaSat-1 é o primeiro satélite que a Nigéria coloca em órbita terrestre. Desenvolvido pela SSTL, o NigeriaSat-1 permitiu a colaboração com os técnicos nigerianos e forneceu uma transferência de conhecimentos e de tecnologia para o Ministério da Ciência e Tecnologia da Nigéria. O NigeriaSat-1 é assim o primeiro passo deste ministério no estabelecimento de uma infra-estrutura espacial nigeriana. Para além do próprio satélite, o acordo incluiu a construção de um centro de controlo da missão em Abuja e o treino nas instalações da SSTL de uma equipa de engenheiros daquele país africano. A Nigéria fundou também a *National Space Research and Development Agency* (NASRDA) para coordenar o programa do NigeriaSat-1.



O NigeriaSat-1 utiliza o desenho standard dos satélites DMC, transportando um sistema óptico desenvolvido pela SSTL com uma resolução de 32 metros e uma largura de imagem de 640 km. As imagens obtidas pelo satélite serão utilizadas para monitorizar a poluição, utilização dos solos e análise de fenómenos em média escala.

Ao mesmo tempo que coordena o NigeriaSat-1, a NASRDA irá fornecer as imagens obtidas pelo satélite a outras organizações que pertençam ao consórcio DMC, tendo também acesso a imagens dessas mesmas organizações.

O satélite BILSat-1 foi desenvolvido ao abrigo de um acordo de transferência de tecnologia e de conhecimentos entre o Instituto de Informação Tecnológica e de Pesquisa Electrónica da Turquia e o SSTL. Pertencente ao Conselho Científico e de Pesquisa Tecnológica da Turquia, os principais objectivos do instituto e do programa do BILSat-1 são a obtenção de conhecimentos e experiência necessária à construção de pequenos satélites. O programa do BILSat-1 inclui para além do satélite uma estação de controlo em Ankara e o treino de equipas de engenheiros turcos nas instalações da SSTL. A SSTL é também a principal empresa na construção de instalações para a construção de satélites na Turquia, laboratórios e salas estéreis.

O BILSat-1 tem um peso de 130 kg e transporta instrumentação para a detecção remota e para a demonstração de tecnologias de aplicação em satélites. A instrumentação de detecção remota incluí uma câmara pancromática de alta resolução (12 metros), uma câmara de quatro bandas para média resolução (26 metros) e uma câmara hiper-espectral de nove bandas que foi desenhada e construída por engenheiros pertencentes ao Conselho Científico e de Pesquisa Tecnológica da Turquia. Este conselho forneceu também o processador de imagem DSP capaz de efectuar uma compressão de imagens multiespectrais em alta velocidade.

As imagens enviadas pelo BILSat-1 serão utilizadas para uma melhor organização das explorações agrícolas, prevenção de catástrofes naturais e questões de urbanização.

O BILSat-1 possuí um sistema de controlo de atitude nos três eixos espaciais permitindo ao satélite manobrar de forma a obter imagens sobre qualquer ponto sobre a sua trajectória orbital. O sistema de controlo utiliza dois detectores estelares desenvolvidos pelo SSTL, suplementados por giroscópios. Para manobras mais rápidas o BILSat-1 transporta um giroscópio de controlo de momento, sendo esta a primeira vez que tal sistema é utilizado num microssatélite. O BILSat-1 tem um peso de 129 kg.

O satélite sul-coreano STSat-1 (*Space and Technology Satellite-1*) teve um custo de 9,64 milhões de Euros desde 1998 e foi o 8º satélite da Coreia do Sul a ser colocado em órbita. O satélite tem um peso de 120 kg e foi construído pelo *Korea Advanced Institute of Science and Technology* (KAIST) sobre a supervisão do *Korea Aerospace Research Institute* (KARI). O satélite deverá ter uma vida útil de 3 anos em órbita terrestre.

O STSat-1 transporta um telescópio de ultravioletas que foi construído em colaboração com a Universidade da Califórnia, em Berkeley. O SPEAR (*Spectroscopy of Plasma Evolution from Astrophysical Radiation*) irá obter as primeiras imagens em ultravioleta do gás quente e brilhante que existe na Via Láctea. Os dados obtidos irão ajudar a determinar a forma como a nossa galáxia evoluiu. O SPEAR irá medir o brilho de todo o céu proveniente do gás existente entre as estrelas e que foi aquecido pelas ondas de choque causadas pelas explosões das super-novas, estrelas mais quentes e pelas colisões entre nuvens de gás interestelar.

O satélite Mozhayets-4 é um satélite de demonstração tecnológica que foi construído por alunos da Academia Militar Espacial Mozhaisky e tem como objectivo testar sistemas que possam ser utilizados no futuro no sistema de navegação russo GLONASS.

Estudos ultravioletas

No violento invólucro e fluxo de gás na nossa galáxia, a morte de muitas estrelas é marcada pelas explosões de super-novas que criam nuvens de gás a temperaturas na ordem dos 1.000.000 K e que se expandem a velocidades na ordem dos 200 km/s. O gás quente encontra quantidades de matéria galáctica que faz diminuir a sua velocidade, arrefecendo-o até 10.000 K. Completando o ciclo de vida galáctico, o gás acaba por condensar em nuvens de gás massivas, espessas e frias (na ordem dos 10 K), que acabam por colapsar em novas estrelas devido ao efeito da gravidade.

Enquanto que observatórios tais como o Chandra observa o brilho do gás a milhões de graus K e o telescópio espacial Hubble observa o gás mais frio a 10.000 K que brilha na luz visível, o brilho ultravioleta do gás galáctico nas temperaturas entre os 30.000 K e os 500.000 K, não é muito bem compreendido.

Os dados obtidos pelo STSat-1 irão ajudar os astrónomos a determinar o aspecto da Via Láctea no espectro ultravioleta. Será que a Via Láctea está cheia de bolhas de gás quente criadas pelas supernovas? Ou será que as supernovas espalham o gás quente para fora do disco galáctico, arrefecendo posteriormente e caindo de novo sobre o disco para criar novas estrelas? São perguntas destas que o STSat-1 irá ajudar a responder.

Devido ao facto de o processo de arrefecimento desempenhar um papel importante a nível das grandes escalas do Universo, o SPEAR pode também originar pistas para a compreensão da origem das grandes estruturas do Universo.

Permanecendo acoplado ao último estágio do lançador encontra-se o Rubin-4 DSI. O Rubin-4 DSI irá levar a cabo experiências na área das comunicações, transmitindo telemetria para o solo utilizando um sistema de e-mail standard através dos satélites de comunicações Orbcomm.

O satélite russo Larets é um pequeno veículo que será utilizado para calibrar sistemas de radares no solo.

O lançador 11K65M Kosmos-3M

Este foi o 615º lançamento com sucesso para um veículo da família dos lançadores Kosmos (não confundir com a série de satélites Cosmos) que remontam a 1961, sendo o 431º lançamento de um 11K65M Kosmos-3M e o 412º lançamento com sucesso o que leva a que a taxa de sucesso para este tipo de lançadores seja de 95,58%. Os 11K65M Kosmos-3M são construídos pela Associação de Produção Polyot (PO-Polyot), sendo originalmente desenhados pelo Bureau de Desenho de Yangel (agora Bureau de Desenho Yuzhnoye) e pela Associação de Produção Científica *Prikladnoi Mekhaniki* (Mecânica Aplicada).

O primeiro foguetão da família Kosmos foi lançado a 27 de Outubro de 1961. Nesse dia um foguetão Kosmos 63S1 Cosmos 2I tinha como missão colocar em órbita o satélite DS-1 n.º 1 mas no entanto o lançamento fracassou. O primeiro lançamento com sucesso deu-se a 16 de Março de 1962, com a colocação em órbita do satélite Cosmos 1 (00266 1962-008A) desde o silo Mayak-2 no Cosmódromo GTsP-4 Kapustin Yar, por um foguetão Kosmos 63S1 Kosmos 2I (n.º 6LK). O primeiro lançamento de um 11K65M Kosmos-3M teve lugar a 15 de Maio de 1967 com a colocação em órbita do satélite Cosmos 158 Tsyklon GVM (02801 1967-045A) a partir do Cosmódromo NIIP-53 Plesetsk (LC132).

Lançamento	Data	Veículo Lançador	Local Lançamento	Plat. Lanç.	Carga
2000-039	15-Jul-00	11K65M Kosmos-3M (47136-414)	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	CHAMP (26405 2000-039B) MITA (26404 2000-039A) BIRD-RUBIN (26406 2000-039C)
2000-074	20-Nov-00	11K65M Kosmos-3M (47165-631)	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	QuickBird-1 (26617 2000-074A)
2001-023	8-Jun-01	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2378 (26818 2001-023A)
2002-026	26-Nov-01	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	Cosmos 2389 (27436 2002-026A)
2002-036	8-Jul-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC133/1	Cosmos 2390 (27464 2002-036A) Cosmos 2391 (27465 2002-036B)
2002-046	26-Set-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Nadezhda-M (27534 2002-046A)
2002-054	28-Nov-02	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Al Sat-1/DMC-1 (27559 2002-054A) Mozhayets (27560 2002-054B) Rubin-3-DSI (27561 2002-054C)
2003-023	4-Jun-03	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2398 (27819 2003-023A)
2003-037	19-Ago-03	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Cosmos 2400 (27864 2003-037A) Cosmos 2401 (27865 2003-037B)
2003-042	27-Set-03	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk	LC132/1	Mozhayets-4 (27939 2003-042A) Rubin 4-DSI (27940 2003-042B) NigeriaSat-1 (27941 2003-042C) BNSCSat-1 (27942 2003-042D) BilSat-1 (27943 2003-042E) Larets (27944 2003-042F) STSat-1 (27945 2003-042G)

O 11K65M Kosmos-3M é um lançador a dois estágios que é também designado C-1 Skean, SL-8 e SS-5 (no qual é baseado). Tendo um peso total de 107.500 kg, é capaz de desenvolver uma força de 150.696 kgf no lançamento, colocando em órbita uma carga de 1.400 kg (órbita baixa a 400 km de altitude) ou 700 kg (órbita a 1.600 km de altitude).

O primeiro estágio (designado Skean, SS-5, R-14, 8K65, 65 ou 11K65) tem um peso bruto de 87.100 kg, pesando 5.300 kg sem combustível. No vácuo do seu motor RD-216 desenvolve uma força de 177.433 kgf, tendo um Ies de 292s e um Tq de 130s. Este estágio tem um comprimento de 19,3 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor RD-216 (também designado 11D614) tem um peso de 1.350 kg, um diâmetro de 2,3 metros e um comprimento de 2,2 metros. O motor tem quatro câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH. O RD-216 é fabricado a partir de dois motores RD-215.

O segundo estágio (designado S3) tem um peso bruto de 20.135 kg, pesando 1.435 kg sem combustível. No vácuo do seu motor 11D94 desenvolve uma força de 16.000 kgf, tendo um Ies de 303s e um Tq de 375s. Este estágio tem um comprimento de 6,0 metros e um diâmetro de 2,4 metros. O seu motor tem um peso de 185 kg, um diâmetro de 1,9 metros e um comprimento de 1,8 metros. O motor tem 1 câmara de pré-combustão e 4 câmaras de combustão e consome Ácido Nítrico e UDMH.

A segunda missão DMC

Os satélites da constelação DMC a serem lançador pelo 11K65M Kosmos-3M, chegaram ao Cosmódromo GIK-1 Plesetsk no dia 15 de Setembro de 2003. Após a chegada ao cosmódromo os três veículos DMC iniciaram os testes finais antes do lançamento. Os testes tiveram como objectivo verificar a prontidão de todos os seus sistemas. Cada bateria a bordo dos satélites foi também carregada na sua capacidade máxima e os tanques de propolente foram abastecidos com butano.

Foram também preparados os sistemas eléctricos de separação dos satélites do último estágio do foguetão lançador e foram levados a cabo testes no próprio foguetão de forma a verificar que todas as interfaces eléctricas seriam compatíveis para fornecer a energia suficiente para a separação dos satélites em órbita.

Porém, O lançamento do foguetão 11K65M Kosmos-3M acabou por ser adiado por 24 horas no dia 26 de Setembro devido a um problema com o sistema de abastecimento da plataforma de lançamento. De salientar que a janela de lançamento tinha uma duração de apenas 2 s (!) e que devido aos problemas registados no sistema de abastecimento, mais precisamente num filtro de combustível, a equipa de controlo de voo não podia garantir a sua realização à hora prevista tendo-se optado pelo seu adiamento para o dia 27 de Setembro. De qualquer das formas o adiamento do lançamento de um foguetão 11K65M Kosmos-3M é um acontecimento muito raro e este só teve lugar devido ao facto da janela de lançamento ser extremamente curta.

Com o problema rectificado, o Comandante do Cosmódromo deu a sua permissão para o lançamento se efectuar às 0612UTC.

O lançamento do 11K65M Kosmos-3M acabou por ter lugar à hora marcada, sendo este o 409º lançamento de um lançador Kosmos-3M desde o Cosmódromo GIK-1 Plesetsk. Os satélites foram colocados numa órbita inicial com um apogeu de 696 km de altitude, um perigeu de 674 km de altitude e uma inclinação orbital de 98,2º em relação ao equador terrestre e sincronizada com o Sol. A 30 de Novembro os satélites encontravam-se nas seguintes órbitas (informação fornecida pelo *NASA Orbital Information Group*):

Satélite	Desig. Inter.	N.º Catálogo	Apogeu (km)	Perigeu (km)	Inclinação (º)	P. Orbital (m)
Mozhayets-4	2003-042A	27939	696	675	98,2	98,5
Rubin 4-DSI	2003-042B	27940	696	674	98,2	98,5
NigeriaSat-1	2003-042C	27941	695	675	98,2	98,5
BNSCSat-1	2003-042D	27942	695	678	98,2	98,5
BilSat-1	2003-042E	27943	695	675	98,2	98,5
Larets	2003-042F	27944	694	675	98,2	98,5
STSat-1	2003-042G	27945	694	675	98,2	98,2

Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver "Outros Objectos Catalogados".

27 de Setembro – Ariane-5G (V162/L516)

Insat-3E; e-Bird 1; SMART-1

Lançamento orbital n.º 4.285
Lançamento Rússia n.º 2.702 (63,057%)
Lançamento GIK-1 Plesetsk n.º 1.484 (34,632%)

Não fosse a presença da sonda lunar europeia SMART-1 a bordo da missão V162/L516 e este voo do Ariane-5G passaria infelizmente quase despercebido como usualmente acontece com a maioria dos lançamentos orbitais realizados frequentemente.

A missão V162/L516 foi a 16ª missão de um Ariane-5G e a 17ª de um foguetão Ariane-5 (a versão Ariane-5ECA realizou somente um voo até esta data). Das 16 missões levadas a cabo pelo Ariane-5G, somente uma fracassou totalmente o que nos leva a uma taxa de sucesso de 93,75% (se considerarmos que em duas missões os satélites foram colocados em órbitas demasiado baixas, então esta taxa desce para 81,25%). No global a taxa de sucesso para os Ariane-5 é de 88,24%.

O Ariane-5G

O Ariane-5G é capaz de colocar uma carga de 16.000 kg numa órbita a 400 km de altitude com uma inclinação de 51,6º em relação ao equador terrestre ou então uma carga de 6.800 kg numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 40.000 km de altitude. No lançamento desenvolve uma força de 1.160.000 kgf, tendo um peso total de 746.000 kg. O seu comprimento é de 54,05 metros e o seu diâmetro é de 5,40 metros (sem ter em conta os propulsores laterais).

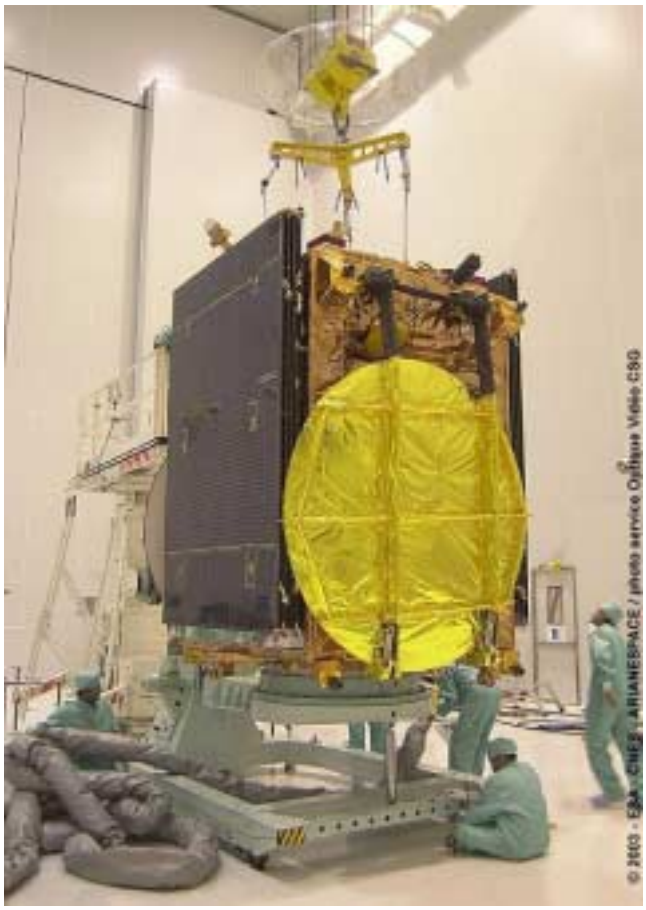
O Ariane-5G (Generic) é um lançador a dois estágios, auxiliados por dois propulsores laterais a combustível sólido. Designados SPB235, cada propulsor tem um peso bruto de 277.500 kg, pesando 39.800 kg sem combustível e desenvolvendo 660.000 kgf no vácuo. O Ies é de 275 s e o Tq é de 129 s. Os propulsores laterais têm um comprimento de 31,60 metros e um diâmetro de 3,05 metros. Estão equipados com um motor P230 que consome combustível sólido. O P230 é construído pela empresa francesa SNPE.

O primeiro estágio do Ariane-5G, H155, tem um comprimento de 30,50 metros e um diâmetro de 5,46 metros. Tem um peso bruto de 170.800 kg e um peso sem combustível de 12.700 kg. O seu motor criogénico Vulcain (com um peso de 1.300 kg) é capaz de desenvolver 109.619 kgf no vácuo, com um Ies 430 s e um Tq de 589 s. O Vulcain é construído pela empresa francesa SEP.

O segundo estágio do Ariane-5G, L-5, tem um comprimento de 3,36 metros e um diâmetro de 3,96 metros. Tem um peso bruto de 12.500 kg e um peso sem combustível de 2.700 kg. O seu motor L7 (com um peso de 110 kg) é capaz de desenvolver 2.800 kgf no vácuo, com um Ies 324 s e um Tq de 1.110 s. Consumindo N_2O_4/UDMH, o L7 é construído pela empresa alemã MBB.

Os estudos iniciais para o desenvolvimento do Ariane-5 tiveram início em 1984, com o desenvolvimento em grande escala a iniciar-se em 1988. O Ariane-5 foi desenhado para lançar o vaivém espacial europeu Hermes. Porém, quando o Hermes foi cancelado a *Arianespace* viu-se com um foguetão lançador que era demasiado grande para lançar o que seria no futuro a sua carga principal, isto é satélites para a órbita geossíncrona. A *Arianespace* iniciou então o desenvolvimento de um veículo capaz de colocar dois satélites em órbita geossíncrona.

Missão	Veículo lançador	Data de Lançamento	Hora (UTC)	Satélites
V135	Ariane-5G (L507)	16-Nov-00	1:07:00	PAS-1R (00-72A/26608) Oscar 40 (00-72B/26609) STRV-1c (00-72C/26610) STRV1d (00-72D/26611)
V138	Ariane-5G (L508)	20-Dez-00	0:26:00	Astra 2D (00-81A/26638) GE-8 (00-81B/26639) LDREX (00-81C/26640)
V140	Ariane-5G (L509)	8-Mar-01	22:51:00	Eurobird-1 (01-011A/26719) BSat-2a (01-011B/26720)
V142	Ariane-5G (L510)	12-Jul-01	21:58:00	Artemis (01-29A/26863) BSat-2b (01-29B/26864)
V145	Ariane-5G (L511)	1-Mar-02	1:07:59	Envisat (02-009A/27386)
V153	Ariane-5G (L512)	5-Jul-02	23:22:00	Stellat-5 (00-035A/27460) N-Star c (00-035B/27461)
V155	Ariane-5G (L513)	28-Ago-02	22:45:17	Atlantic Bird 1 (02-040A/27508) MSG-1 (02-040B/27509)
V160	Ariane-5G (L514)	9-Abr-03	22:52:19	Insat-3A (03-013A/27714) Galaxy-12 (03-013B/27715)
V161	Ariane-5G (L515)	11-Jun-03	22:38:15	BSat-2c (03-028A/27830) Optus & Defence C1 (03-028B/27831)
V162	Ariane-5G (L516)	27-Set-03	23:14:39	Insat-3E (03-043C/27951) e-Bird 1 (03-043B/27948) SMART-1 (03-043A/27946)



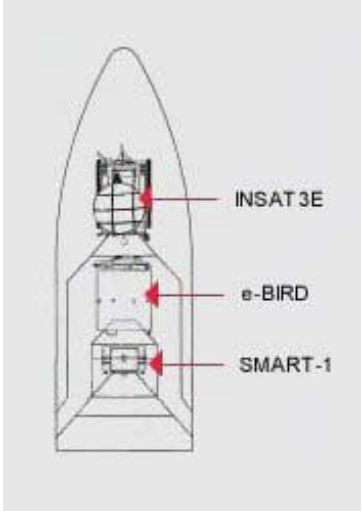
Os satélites da missão V162

Como já foi referido, a missão V162 colocou em órbita três veículos: o satélite indiano Insat-3E, o satélite americano e-Bird 1 e a sonda lunar europeia SMART-1.

O Insat-3E (ao lado; Imagem: *Arianespace*) é o quarto satélite da série Insat-3 a ser colocado em órbita, sendo um satélite de comunicações com o objectivo de aumentar os serviços de comunicações que estão a ser disponibilizados pelo sistema INSAT. O Insat-3E tinha um peso de 2.750 kg no lançamento, tendo um peso de 1.181 kg sem combustível. O satélite transporta 24 repetidores em banda-C, além de 12 repetidores banda-C expandida. O Insat-3E tem uma forma cúbica com um comprimento de 2,0 metros, uma altura de 1,77 metros e uma largura de 2,8 metros, possuindo dois painéis solares que quando abertos proporcionam um comprimento de 15,445 metros.

O satélite possuí painéis solares que geram 2.400 watts e ainda duas baterias de Ni-H de 70 Ah para fornecimento de energia durante a fase nocturna da órbita.

O Insat-3E foi colocado numa órbita de transferência para a órbita geossíncrona e posteriormente utilizou o seu motor LAM (*Liquid Apogee Motor*) para circularizar a sua órbita a 36.000 km de altitude. O motor LAM utiliza MON-3 (óxidos de nitrogénio misturados) e MMH (hidrazina mono-metil) como propolentes. O satélite irá operar a 55º de longitude Este.



O satélite é estabilizado nos três eixos espaciais utilizando sensores, giroscópios e dispositivos de torque magnético, além de 32 pequenos motores de controlo de reacção. Espera-se que tenha uma vida útil de 12 anos.

O sistema INSAT é o maior operador doméstico de comunicações por satélite da região Ásia-Pacífico, tendo iniciado os seus serviços em 1983. Actualmente possui sete satélites (Insat-2E, Insat-3A, Insat-3B, Insat-3C, Insat-3E, Kalpana-1 e o satélite experimental de telecomunicações GSat-2). Estes satélites providenciam serviços de comunicações, retransmissão de sinal de TV, obtenção de imagens meteorológicas, aviso de catástrofes e serviços de busca e salvamento auxiliado por satélite. O sistema INSAT possui cerca de 120 repetidores em banda-C, banda-S e banda-Ku.

A companhia *Eutelsat S.A.* realizou a sua primeira encomenda à *Boeing Satellite Systems* (BSS) em Fevereiro de 2001. O satélite e-Bird é baseado no modelo Boeing 376HP, sendo estabilizado por rotação em torno do seu eixo longitudinal. O satélite transporta 20 repetidores em banda-Ku que cobrem o continente europeu e a Turquia.

Todos os modelos Boeing 376 possuem dois painéis solares cilíndricos de abertura telescópica que juntamente com as antenas se encontram armazenados no lançamento formando assim uma estrutura mais compacta. O modelo utiliza baterias Ni-Cd durante a fase nocturna da sua órbita. Segundo a Boeing, o modelo 376 minimiza o número de mecanismos necessários para operar o satélite nunca teve qualquer falha durante a sua utilização.

O satélite e-Bird 1 (ao lado; Imagem: *Arianespace*) tem uma vida útil de 10 anos e está localizado a 33º longitude Este na órbita geossíncrona. O satélite utilizará um motor Star-30C AKM (*Apogee Kick Motor*) para elevar a sua órbita inicial até à órbita geossíncrona, utilizando 226,8 kg de bipropolente.

No lançamento o e-Bird 1 tinha um peso de 1.525 kg, pesando 888 kg no início da sua utilização em órbita. O seu comprimento em órbita é de 7,83 metros (com as antenas e com os painéis solares abertos), sendo de 3,16 metros no lançamento. A sua largura é de 2,16 metros.

A sonda SMART-1 (*Small Missions for Advanced Research and Technology*) tem como principal objectivo testar a miniaturização de tecnologia enquanto leva a cabo a exploração da Lua. Esta é a primeira missão da ESA para a Lua e é também a primeira missão da agência espacial europeia a testar tecnologias avançadas que serão necessárias para aplicação em futuras missões planetárias.

A SMART-1 irá testar um sistema de propulsão solar eléctrica que no essencial cria força ao utilizar processos eléctricos e possivelmente processos magnéticos, para acelerar o propolente (ver nota sobre propulsão eléctrica mais adiante).

A SMART-1 foi construída pela *Swedish Space Corporation*, em Solna – Suécia, e tem um peso de 366,5 kg. Tem um comprimento de 1 metro, uma altura de 1 metro e uma largura de 1 metro.

A sonda transporta nove instrumentos científicos:

- EPDP (*Electric Propulsion Diagnostic Package*) – destinado a monitorizar o funcionamento do sistema de propulsão e os seus efeitos na sonda;
- SPEDE (*Spacecraft Potencial, Electron and Dust Experiment*) – destinado a monitorizar os efeitos do sistema de propulsão e investigar o ambiente eléctrico do espaço entre a Terra e a Lua;
- KaTE (*Ka-band Telemetry and Telecomand Experiment*) – tem como objectivo testar técnicas mais eficientes de comunicação com a Terra;
- RSIS – irá utilizar os instrumentos KaTE e AMIE para investigar a forma como a Lua «balança»;
- OBAN (*OnBoard Autonomous Navigation*) – é um sistema de software que permite à sonda guiar-se a si própria até à Lua;
- AMIE (*Asteroid-Moon Micro-Imager Experiment*) – irá testar uma câmara miniaturizada e obter fotografias a cores da superfície lunar;
- SIR (*SMART-1 Infrared Spectrometer*) – irá tentar detectar gelo e levar a cabo um levantamento mineralógico da superfície lunar;

- D-CIXS (*Demonstration of a Compact Imaging X-ray Spectrometer*) – irá investigar a composição da Lua;
- XSM – irá calibrar os dados do D-CIXS e estudar as emissões de rais-X solares.

Após o lançamento a SMART-1 irá permanecer numa órbita de transferência durante 16 meses até atingir uma órbita lunar elíptica que irá variar entre os 300 km de altitude e os 10.000 km de altitude.

Propulsão eléctrica

A propulsão química convencional que deriva das leis da dinâmica de Isaac Newton, apresenta algumas limitações que impulsionaram o desenvolvimento de sistemas de propulsão eléctrica. Um veículo propulsionado por foguetão deriva a sua aceleração da descarga (queima) de propolente e a sua equação do movimento pode ser obtida da lei de conservação de momento, obviamente ignorando as forças gravitacionais e atrito:

$$m\left(\frac{dv}{dt}\right) = v_e\left(\frac{dm}{dt}\right),$$

onde m é a massa do veículo, $\left(\frac{dv}{dt}\right)$ é a aceleração do veículo, v_e é a velocidade dos gases de escape e $\left(\frac{dm}{dt}\right)$ é a variação da massa do veículo devido à queima do propolente e expulsão dos gases. Dá-se o nome de "Força gerada pelo sistema de propulsão", F, ao produto $v_e\left(\frac{dm}{dt}\right)$ que pode ser tratado como uma força externa aplicada ao veículo.

O integral da força em relação ao tempo durante o qual é aplicada, é designado "Impulso" ou "alteração de momento".

Define-se "impulso específico" como o quociente entre a velocidade de ejecção dos gases de escape e a aceleração da gravidade:

$$I_{es} = v_e/g$$

Se a velocidade de exaustão é constante durante o tempo de propulsão, então o veículo irá experimentar um aumento de velocidade que é linearmente dependente da velocidade de exaustão e logaritmicamente dependente da massa de propolente ejectado:

$$\Delta v = v_e \ln (m_o/m_t) \quad (1),$$

onde Δv é a variação de velocidade, v_e é a velocidade dos gases de escape, m_o é a massa do veículo no início da propulsão e m_t é a massa do veículo no final do tempo de propulsão.

De (1) vem que:

$$(m_o/m_t) = \exp ((-\Delta v)/v_e) ,$$

isto é, a proporção da massa inicial do veículo que é transportada até ao seu destino, é uma exponencial negativa do quociente entre o incremento de velocidade necessária para chegar ao seu destino e a velocidade dos gases de exaustão. O incremento de velocidade necessário para uma dada missão ou manobra é um indicativo da dificuldade energética dessa mesma operação. Se um dado veículo deve transportar uma grande parte da sua massa inicial até ao seu destino, a equação da fracção de massa que chega a esse mesmo destino mostra que a velocidade de exaustão do sistema de propulsão deve ser comparável ao incremento de velocidade necessário.

Os sistemas de propulsão química convencionais geram força ao expandir termodinamicamente gás quente originado pela queima de propolente, através de um escape (tubeira). A energia necessária para queimar o propolente está armazenada nas ligações químicas do propolente ou da combinação propolente / oxidante e é libertada através da decomposição em sistemas de propolente ou através de reacções químicas em sistemas de multi-propolente. Os sistemas de propulsão química são limitados às energias de reacção disponíveis e a considerações de transferência térmica (velocidades dos gases de exaustão na ordem de algumas centenas de metros por segundo). Porém, muitas missões futuras irão necessitar que incrementos de velocidade que são algumas ordens de grandeza superiores às disponíveis nos sistemas de propulsão química.

Para as missões que necessitam de um maior incremento de velocidade, é necessário um método alternativo de propulsão que possui um impulso específico superior ou que possa obter uma velocidade de exaustão de gases superior. Os sistemas de propulsão eléctrica conseguem atingir estes objectivos.

Os sistemas de propulsão eléctrica geram força ao utilizar processos eléctricos e possivelmente magnéticos para acelerar o propolente. Formas mais intensas de aquecimento do propolente, tais como as utilizadas em sistemas de propulsão electrotérmicos, oferecem uma possibilidade para aumentar a velocidade de exaustão, porém encontram limitações no que diz respeito às temperaturas que podem ser suportadas pelos componentes dos motores em contacto como fluxo de gás. A expansão termodinâmica pode assim ser abandonada em favor da aplicação directa de forças às partículas no propolente. Este é o método utilizado nos sistemas de propulsão electrostática e electromagnética.

	Químico	**Químico**	**Eléctrico**
	Motor monopropolente	**Motor S5.92M (Fregat)**	**Motor efeito Hall PPS-1350 (SMART-1)**
Propolente	Hidrazina	N2O4/UDMH	Xénon
Ies (s)	200	320	1640
Força (N)	1	19600	0,068
Força (s)	166000	877	18000000
Força (h)	46	0,24	5000
Consumo propolente (kg)	52	5350	80
Impulso total (Ns)	110000	17200000	1200000

A missão V162/L516

A missão V162 foi apenas a quarta missão da *Arianespace* em 2003, numa empresa que mantinha um ritmo constante de quase um lançamento por mês até à última missão do Ariane-4. Esta missão estava originalmente prevista para ter lugar em Março de 2003 sendo adiada devido aos problemas registados no primeiro lançamento do Ariane-5ECA que levaram à sua destruição. A missão foi adiada para Julho, posteriormente para 22 de Agosto de 2003 e depois para 28, no entanto problemas com os repetidores do satélite indiano Insat-3E levaram a ISRO a solicitar à *Arianespace* um novo adiamento da missão. Este adiamento provocou um certo mal-estar entre os clientes desta missão quando a Eutelsat, proprietária do satélite e-Bird 1 emitiu um comunicado dizendo que "...deplorava este novo adiamento e o consequente atraso no lançamento" referindo que o seu satélite estava disponível à já vários meses e teve que esperar que o programa e o calendário de lançamentos da *Arianespace* fossem resumidos. Após o adiamento em Agosto a missão foi agendada para o dia 3 de Setembro. No entanto os problemas com o Insat-3E seriam mais sérios do que estava previsto e um novo adiamento colocou a data de lançamento da missão V162 para o dia 27 de Setembro.

A montagem e integração do lançador tiveram início a 17 de Julho com a erecção do estágio criogénico sobre a plataforma móvel de lançamento. Nos dias 21 e 22 de Julho procedeu-se à acoplagem dos dois propulsores sólidos laterais no estágio criogénico, seguindo no dia 23 de Julho a colocação do estágio superior e da secção de equipamento e controlo do veículo.

A 28 de Julho procedeu-se ao abastecimento do SMART-1 e no dia 7 de Agosto foi a vez do Insat-3E, enquanto que o e-Bird 1 foi abastecido a 12 de Agosto.

Após a realização de alguns testes de verificação o lançador Arisne-5G foi transferido do edifício de integração e montagem para o edifício de montagem final no dia 12 de Agosto. Poucos dias após a chegada do veículo os preparativos para o lançamento eram suspensas devido aos problemas registados com o Insat-3E, sendo resumidas a 17 de Setembro com a integração do SMART-1 no topo do estágio superior do Ariane-5G e no interior de um adaptador de forma cilíndrica que serviu de interface de montagem com o satélite e-Bird. Entre 18 e 19 de Setembro foi a vez dos restantes dois satélites serem colocados nos respectivos sistemas de adaptação juntamente com os sistemas de suporte. O e-Bird 1 foi depois colocado sobre o foguetão a 20 de Setembro, seguido pelo Insat-3E no dia 22 de Setembro (a 20 de Setembro o Insat-3E foi colocado sobre o adaptador Sylda-5). A colocação da ogiva de protecção sobre os satélites teve lugar a 21 de Setembro e o processo de integração foi finalizado a 22 de Setembro.

O abastecimento do estágio superior com os seus propolentes hipergólicos teve lugar a 24 de Setembro e no dia seguinte foi levada a acabo a denominada "*Flight Readiness Review*" que analisou todos os preparativos e autorizou o seguimento das operações para lançar a missão V162. O Ariane-5G (V162) foi transferido para a plataforma de lançamento ELA-3 no dia 26 de Setembro.

A contagem decrescente final para o lançamento teve início às 1132UTC do dia 27 de Setembro e às 1532UTC procedeu-se à verificação dos sistemas eléctricos do lançador.

Às 1812UTC foram iniciados os procedimentos para o abastecimento de LOX e LH_2 para o estágio principal (criogénico) do veículo e às 1942UTC iniciou-se o condicionamento térmico do motor Vulcain-1 do primeiro estágio A verificação das ligações entre o foguetão e os sistemas de comando, telemetria e detecção foi levada a cabo às 2152UTC.

A contagem decrescente foi interrompida como planeado às 2252UTC de forma a se proceder a um ajustamento no motor Vulcain-1 e operações de reabastecimento de forma a substituir os propolentes criogénicos que eventualmente se tenham evaporado no decorrer da contagem decrescente. Este procedimento foi introduzido nos dois últimos lançamento do Ariane-5G antes do início da Sequência Sincronizada. Esta paragem na contagem de crescente teve uma duração de 13 minutos. A introdução desta paragem nesta missão não permite que a contagem decrescente seja retomada no dia do lançamento caso surgisse algum imprevisto devido à curta duração da sua janela de lançamento de apenas 19 minutos (entra as 2302UTC e as 2312UTC).

A contagem decrescente acabou por ser retomada às 2307UTC (T-7m) e a Sequência Sincronizada teve início às 2308UTC (T-6m30s). Esta fase final da contagem decrescente é controlada por dois computadores, estando um localizado

no Ariane-5G e outro, redundante, localizado na plataforma ELA-3. Às 2308:39UTC (T-6m) procedeu-se à verificação dos níveis de LOX e LH_2, bem como dos dispositivos pirotécnicos. A pressurização dos tanques criogénicos teve lugar às 2310:39UTC (T-4m) e às 2311:39UTC (T-3) a hora do lançamento era introduzida no computador de bordo.

Às 2312:39UTC (T-1m) procedia-se à abertura das válvulas do motor Vulcain-1 e ao encerramento das válvulas do sistemas de acondicionamento térmico do motor localizadas na plataforma de lançamento.

Às 2313:59UTC (T-40s) o veículo começou a utilizar as suas baterias internas para o fornecimento de energia e às 2314:02UTC (T-37s) deu-se início à sequência de ignição automática e o sistema de supressão sónica utilizando água na plataforma de lançamento foi accionado às 2314:09UTC (T-30s). O computador de bordo Ariane-5G assumiu o controlo total da contagem decrescente às 2314:17UTC (T-22s) e às 2314:21UTC (T-18s) procedeu-se ao arrefecimento do motor permitindo a entrada de hidrogénio líquido no sistema.

A T-6s (2314:33UTC) assistiu-se à ignição do sistema de queima de hidrogénio residual por debaixo do motor Vulcain-1 na plataforma de lançamento e às 2314:36UTC (T-3s) os sistemas de bordo do lançador assumiram as operações do lançamento, com os dois sistemas de orientação a serem transferidos para o modo de voo.

A ignição do motor Vulcain-1 teve lugar às 2314:39UTC (T=0s) e entre as 2314:43UTC (T+4s) e as 2314:46UTC (T+7s) procedeu-se à verificação dos parâmetros do motor. A ignição dos propulsores laterais de combustível sólido teve lugar às 2314:46UTC (T+7s) com o lançador a deslocar-se da plataforma de lançamento 0,3s mais tarde.

Após se afastar da plataforma de lançamento o Ariane-5G iniciou uma manobra de rotação e translação colocando-se numa trajectória em direcção a este sobre o Oceano Atlântico e em direcção à órbita geossíncrona. Esta manobra terminou às 2315:09UTC (T+30s).

Às 2316:39UTC (T+2m) o lançador encontrava-se a 48 km de altitude e viajava a uma velocidade de 1,9 km/s. A variação de velocidade e altitude está registada no gráfico.

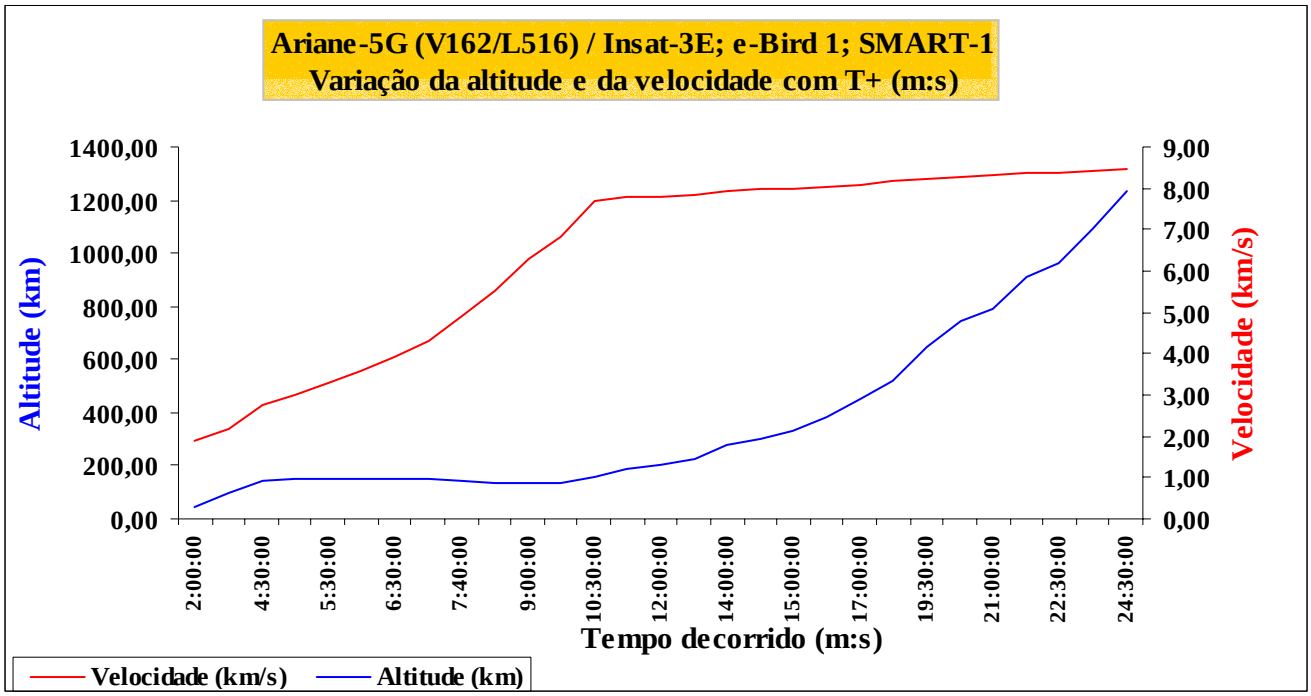


Gráfico ilustrativo da variação da velocidade e da altitude durante a missão V162/L516 do foguetão Ariane-5G. É bem visível o decréscimo da altitude na trajectória do lançador e o correspondente aumento da velocidade do veículo. Gráfico: Rui C. Barbosa

Às 2317:07UTC (T+2m28s) dava-se a separação dos dois propulsores laterais de combustível sólido que acabariam por cair do Oceano Atlântico. De salientar que os dois propulsores fornecem 90% da força na fase inicial do lançamento.

A ogiva de protecção da carga separou-se do lançador às 2317:51UTC (T+3m12s) e às 2320:39UTC o veículo viajava a uma velocidade de 3,6 km/s, encontrando-se a 153,7 km de altitude. Nesta fase o Ariane-5G iniciava uma

manobra para ganhar velocidade, perdendo altitude (ver gráfico) descendo até aos 132.8 km de altitude às 2323:39UTC (T+9m).

O final da queima do estágio principal teve lugar às 2324:42UTC (T+10m3s), tendo-se separado de seguida. A ignição do estágio superior teve lugar às 2324:51UTC (T+10m12s). Às 2326:39UTC (T+12m) o veículo encontrava-se a uma altitude de 202 km e viajava a uma velocidade de 7.81 km/s.

A estação de rastreio da Ilha de Ascensão começava a receber os sinais de telemetria do lançador às 2327:19UTC (T+12m40s) e iria observar o lançamento até às 2336:44UTC (T+22m5s), altura em que a estação de rastreio de Malindi, no Quénia, começaria a receber os sinais do Ariane-5G. Nesta altura o lançador encontrava-se a 914 km de altitude e viajava a uma velocidade de 8.36 km/s.

O final da ignição do estágio superior tinha lugar às 2341:39UTC (T+27m), atingindo-se uma órbita de transferência para a órbita geossíncrona com um apogeu de 35.935 km (previa-se uma altitude de 35.873 km) de altitude, um perigeu de 649,50 km de altitude (previa-se uma altitude de 648,7 km) e uma inclinação de 7,01º em relação ao equador terrestre tal como estava planeado. Após o final da queima do estágio superior, este iniciou de seguida uma série de manobrar de orientação de atitude em preparação da separação do satélite Insat-3E que teve lugar às 2343:30UTC (T+28m51s) a uma altitude de 1.812 km (velocidade de 8,45 km/s). Após a separação do Insat-3E o estágio procedeu novamente a uma manobra de orientação de atitude em antecipação da separação da estrutura de suporte Sylda-5 que teve lugar às 2347:19UTC (T+32m40s). A separação desta estrutura permitiu a separação do satélite e-Bird 1 (que se encontrava alojado no seu interior) às 2348:49UTC (T+34m10s).

Às 2353:39UTC (T+39m) os controladores terrestres recebiam os primeiros sinais do satélite Insat-3E. Entretanto em órbita dava-se a separação às 2354:34UTC (T+39m55s) do adaptador de carga que foi utilizado para albergar o SMART-1 por debaixo dos dois satélites de comunicações. A separação do SMART-1 teria lugar às 2356:09UTC (T+41m30s). A *Arianespace* declarava a missão um sucesso às 2359UTC.

Tanto o Insat-3E como o e-Bird 1 utilizaram os seus próprios sistemas de propulsão para atingir a órbita geossíncrona nos dias após o lançamento.

A SMART-1 atingiu a sua velocidade máxima 10 horas após o lançamento quando chegou aos 10 km/s. Durante o seu trajecto orbital a velocidade da sonda irá variar entre os 1,7 km/s e os 8,9 km/s. O primeiro problema com a sonda lunar europeia surgiu a 27 de Setembro quando um sensor estelar não foi capaz de fornecer dados correctamente devido à presença das cinturas de radiação de Van Allan. No entanto este problema não afectou o desempenho da sonda. Entretanto a SMART-1 accionou o seu motor iónico pela primeira vez no dia 30 de Setembro às 1225UTC. O motor foi accionado durante 56 minutos tendo terminado às 1321UTC. Dos 56 minutos de ignição somente se deram seis minutos de potência máxima. A sequência de ignição foi optimizada de forma a limitar os efeitos de oscilação e o aumento de voltagem nos sistemas do motor.

Desde a primeira ignição foram levadas a cabo 30 horas de propulsão que resultaram num aumento de 300 km no semi-eixo maior da sua órbita elíptica.

O satélite Insat-3E recebeu a Designação Internacional 2003-043C e o número de catálogo orbital 27951. O satélite e-Bird 1 recebeu a Designação Internacional 2003-043B e o número de catálogo orbital 27948. A sonda SMART-1 recebeu a Designação Internacional 2003-043A e o número de catálogo orbital 27946. Para as restantes designações dos objectos resultantes deste lançamento ver “Outros Objectos Catalogados”.

Quadro de Lançamentos Recentes

Data	UTC	Des. Int.	NORAD	Designação	Lançador	Local
08 Ago.	0331	034A	27854	EchoStar-9 (Telstar-13)		
					11K77 Zenit-3SL DM-SL	Oc. Pacífico, Plt Odyssey
12 Ago.	1420	035A	27856	Cosmos 2399	11A511U Soyuz-U	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
13 Ago.	0209	036A	27858	SciSat-1	L-1011 Stargazer Pegasus-XL (M34)	Vandenberg AFB, RW30/12
19 Ago.	1051	037A	27864	Cosmos 2400	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
		037B	27865	Cosmos 2401		
25 Ago.	0535:39	038A	27871	SIRTF	Delta-2 Heavy 7925-H10L (D300)	Cabo Canaveral AFS, SLC17B
29 Ago.	0147:59	039A	27872	Progress M-48	11A511U Soyuz-U (D15000-682)	GIK-5 Baikonur, 17P32-5 (LC1 PU-5)
29 Ago.	2313:00	040A	27875	USA-170 DSCS-III B6		
					Delta-4 Medium IABS (D301)	Cabo Canaveral AFS, SLC-37B
09 Set.	0429	041A	27937	USA-171	Titan-401B Centaur (B-36/TC-20)	Cabo Canaveral AFS, SLC-40
16 Set	????	F001	-	?????	KT-1 Kaituozhe-1	Taiyuan
27 Set.	0612	042A	27939	Mozhayets-4	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1
		042B	27940	Rubin 4-DSI		
		042C	27941	NigeriaSat-1		
		042D	27942	BNSCSat-1		
		042E	27943	BilSat-1		
		042F	27944	Larets		
		042G	27945	STSat-1		
27 Set.	2314:39	043A	27946	SMART-1	Ariane-5G (V162/L516)	CSG Kourou, ELA-3
		043B	27948	e-Bird 1		
		043C	27951	Insat-3E		

Outros Objectos Catalogados

Data	Des.Int.	NORAD	Nome	Lançador	Local
20 Jul.	77-068F	12996	(Destroço) Cosmos 931	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
21 Dez.	65-108BE	27878	Destroço	Titan-IIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
21 Dez.	65-108BF	27879	Destroço	Titan-IIIC (3C-8)	C.C.A.F.S., LC41
30 Mar.	66-025J	27880	(Destroço) OV1-5	Atlas-D (72D)	Vandenberg AFB, ABRESB3
28 Dez.	76-128C	27881	(Destroço) Cosmos 887	11K65M Kosmos-3M (65072-415)	NIIP-53 Plesetsk, LC132
11 Abr.	77-027F	27882	(Destroço) Cosmos 903	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
16 Jun.	77-047F	27883	(Destroço) Cosmos 917	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
16 Jun.	77-047G	27884	(Destroço) Cosmos 917	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
16 Jun.	77-047H	27885	(Destroço) Cosmos 917	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
16 Jun.	77-047J	27886	(Destroço) Cosmos 917	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
16 Jun.	77-047K	27887	(Destroço) Cosmos 917	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
16 Jun.	77-047L	27888	(Destroço) Cosmos 917	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
27 Jun.	78-064M	27889	(Destroço) Seasat-1	Atlas-F (23F)	Vandenberg AFB, SLC-3W
28 Jun.	78-066G	27890	(Destroço) Cosmos 1024	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
06 Set.	78-083J	27891	(Destroço) Cosmos 1030	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
06 Set.	78-083K	27892	(Destroço) Cosmos 1030	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
27 Jun.	79-058P	27893	(Destroço) Cosmos 1109	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
27 Jun.	79-058Q	27894	(Destroço) Cosmos 1109	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
14 Jun.	80-050J	27895	(Destroço) Cosmos 1188	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
14 Jun.	80-050K	27896	(Destroço) Cosmos 1188	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
02 Jul.	80-057J	27897	(Destroço) Cosmos 1191	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
02 Jul.	80-057K	27898	(Destroço) Cosmos 1191	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
24 Out.	80-085J	27899	(Destroço) Cosmos 1217	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
24 Out.	80-085K	27900	(Destroço) Cosmos 1217	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
31 Mar.	81-031J	27901	(Destroço) Cosmos 1261	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
31 Mar.	81-031K	27902	(Destroço) Cosmos 1261	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC41/1
25 Jun.	82-064E	27903	(Destroço) Cosmos 1382	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
25 Jun.	82-064F	27904	(Destroço) Cosmos 1382	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
25 Jun.	82-064G	27905	(Destroço) Cosmos 1382	8K78M Molniya-M	NIIP-53 Plesetsk, LC43/3
08 Jul.	83-070H	27906	(Destroço) Cosmos 1481	8K78M Molniya-M 2BL	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4

08 Jul.	83-070J 27907	(Destroço) Cosmos 1481	8K78M Molniya-M 2BL	NIIP-53 Plesetsk, LC43/4
29 Jun.	84-069AA 27908	(Destroço) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Jun.	84-069AB 27909	(Destroço) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Jun.	84-069AC 27910	(Destroço) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Jun.	84-069AD 27911	(Destroço) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Jun.	84-069AE 27912	(Destroço) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
29 Jun.	84-069AF 27913	(Destroço) Cosmos 1579	11K69 Tsyklon-2	NIIP-5 Baikonur, LC90
19 Set.	87-079X 27914	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079Y 27915	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079Z 27916	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AA 27916	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AB 27918	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AC 27919	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AD 27920	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AE 27921	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AF 27922	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AG 27923	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AH 27924	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AJ 27925	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AK 27926	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AL 27927	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AM 27928	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AN 27929	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AP 27930	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AQ 27931	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AR 27932	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AS 27933	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AT 27934	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AU 27935	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
19 Set.	87-079AV 27936	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	NIIP-5 Baikonur, LC200 PU-39
09 Set.	03-041B 27938	Centaur TC-20	Titan-401B Centaur (B-36/TC-20)	C.C.A.F.S., SLC-40
27 Set.	03-042J 27947	?????	11K65M Kosmos-3M	GIK-1 Plesetsk, LC132/1*
27 Set.	03-043C 27949	*Desconhecido*	Ariane-5G (V162/L516)	CSG Kourou, ELA-3
27 Set.	03-043D 27950	Sylda V162	Ariane-5G (V162/L516)	CSG Kourou, ELA-3
27 Set.	03-043F 27952	*Desconhecido*	Ariane-5G (V162/L516)	CSG Kourou, ELA-3

* Este objecto não existe, sendo um erro do USSTRATCOM (*United States Strategic Command*).

Quadro dos lançamentos orbitais previstos para Dezembro

Data	Lançador	Carga	Local
02 de Dezembro*	Atlas-IIAS (AC-164)	Capricorn-4 (MLV-14/NROL-18)	Vandenberg AFB, SLC-3E
05 de Dezembro*	Strela	Gruzomaket	GIK-5 Baikonur, LC132
10 de Dezembro*	8K82K Proton-K Breeze-M	Uragan GLONASS Uragan GLONASS Uragan GLONASS	GIK-5 Baikonur
16 de Dezembro	Atlas-3B (AC-203)	UHF Follow On F11	C.C.A.F.S., SLC-36B
20 de Dezembro	Delta-2 7925-9.5 (D302)	Navstar GPS 2R-10	C.C.A.F.S., SLC-17
25 de Dezembro	11A511U-FG Soyuz-FG Fregat (ST-12)	AMOS-2	GIK-5 Baikonur, 17P32-6 (LC31 PU-6)
28 de Dezembro	CZ-2C Chang Zheng-2C (CZ2C-22)	Double Star-1	Xichang
29 de Dezembro	8K82K Proton-K DM-2M	Ekspress AM-22	GIK-5 Baikonur
?? de Dezembro	8K78M Molniya-M 2BL	US-KS Oko	GIK-1 Plesetsk
?? de Dezembro	11K69 Tsyklon-2	17F120 US-PU	GIK-5 Baikonur
?? de Dezembro	11A511U Soyuz-U	Resurs F2	GIK-5 Baikonur

(*) Lançamentos já realizados a quando da edição deste número do ***Em Órbita***.

Quadro dos Próximos Lançamentos Tripulados

19 de Abril de 2004 Soyuz TMA-4 / ISS-8S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Tokarev (2), McArthur (4), Kuipers (1)

12 de Setembro 2004 STS-114 / ISS-ULF-1 OV-104 Atlantis (27) KSC, LC-39
Collins (4); Kelly (1); Noguchi (1); Robinson (3); Krikalyov (6); Volkov (4); Philips (2)

28 de Outubro de 2004 Soyuz TMA-5 / ISS-9S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
Sharipov (2); Chiao (4); ?????

15 de Novembro de 2004 STS-121 / ????? OV-????? KSC, LC-39
Lindsey (4); Kelly M. (2); Noriega (3); Fossum (1); ?????; ?????; ?????

7 de Maio de 2005 Soyuz TMA-6 / ISS-10S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; ?????

????? 2005 STS-115 / ISS-12A P3/P4 OV-104 Atlantis (28) KSC, LC-39
Jett (4); Ferguson (1); Tanner (3); Burbank (2); MacLean (2); Stefanyshyn-Piper (1)

????? 2005 STS-116 / ISS-12A.1 ITS-P5 OV-103 Discovery (31) KSC, LC-39
Wilcutt (5); Oefelein (1); Curbeam (3); Fuglesang (1); ?????; ?????; ?????

15 de Novembro de 2005 Soyuz TMA-7 / ISS-11S 11A511U-FG Soyuz-FG GIK-5 Baikonur, 17P32-5
?????; ?????; ?????

????? 2005 STS-117 / ISS-13A OV-104 Atlantis (29) KSC, LC-39
Sturckow (3); Polansky (2); Reilley (3); Mastracchio (2); Higginbotham (1); Forrester (1)

Quadro de Lançamentos Suborbitais

A seguinte tabela **não pretende** ser uma listagem de todos os lançamentos suborbitais realizados. Entre os lançamentos que se pretende listar estarão os lançamentos de mísseis balísticos intercontinentais ou de outros veículos com capacidade de atingir a órbita terrestre mas que são utilizados em lançamentos suborbitais. A listagem é baseada em informação recolhida na rede informática mundial, através de pesquisa quase diária por parte do autor, e de múltipla informação recebida de várias fontes entre as quais se encontram as várias agências espaciais.

Esta lista estará sempre incompleta pois será quase impossível obter a informação de todos os lançamentos suborbitais realizados (por exemplo, muitos testes de mísseis balísticos podem ser secretos e a informação recebida poderá, quase de certeza, ser muito escassa). A numeração da Designação Internacional para os lançamentos suborbitais, é uma numeração pessoal baseada na observação e registo do próprio autor.

A quase diariamente são realizados lançamentos suborbitais por foguetões sonda que atingem altitudes orbitais mas que no entanto não atingem a órbita terrestre. Só para referir um exemplo, só no Andøya Rocket Range, Noruega, foram realizados no mês de Julho de 2002, 30 lançamentos suborbitais utilizando foguetões sonda Super Loki, Viper IIIA, Terrier-Orion e outros. Num futuro poder-se-á criar no "Em Órbita" uma secção dedicada aos lançamentos por foguetões sonda, porém de momento vou-me limitar a listar os lançamentos com veículos já acima referidos.

Data	Hora	Des. Int.	Nome	Lançador	Local
10 Set	1131	S010	GT-181GM	Minutman-3	Vandenberg AFB, LF-10
15 Out	1003	S011	???	RSM-54	(Submarino) Mar de Barents

15 de Outubro – RSM-54

Às 1003UTC do dia 15 de Outubro de 2003, a Rússia levou a cabo um teste com um míssil balístico intercontinental RSM-54 lançado a partir de um submarino localizado no Mar de Barents.

O RSM-54 (também conhecido pelas designações SS-N-23 Skiff, 3M37, R-29M) é um míssil balístico de três estágios a propolente líquido construído pela NII Mashinostroyeniya. Tem um comprimento de 14,8 metros, um diâmetro de 1,9 metros, um peso no lançamento de 2.800 t, tendo um alcance de 8.300 km. É capaz de transportar 4 ogivas nucleares, tendo sido também desenvolvida uma versão capaz de transportar 10 ogivas, no entanto esta versão nunca entrou em serviço.

O desenho deste míssil teve início em 1979. Foram levados a cabo uma série de lançamentos a partir de uma plataforma flutuante, seguidos por 16 lançamentos a partir de plataformas terrestres e de submarinos. O RSM54 foi aceite para serviço em 1986.

Sete submarinos da classe Delta-IV foram equipados com o sistema de lançamento D-9RM, transportando 16 mísseis cada.

Quadro dos próximos Lançamentos Suborbitais

Data	Lançador	Local	Carga
?? de Dezembro	GMD/BV-Plus (BVT-5)	Vandenberg AFB	Protótipo EKV
?? de Fevereiro	Minutman-3 (GT-184GM)	Vandenberg AFB	Ogivas Simuladas
?? de Março	Minutman-2 (OSP/TLV-6)	Vandenberg AFB	IFT-14
?? de Março	Taurus Lite	Kwajalein Atol	Protótipo EKV
?? de Março	MX Peacekeeper (GT-33PA)	Vandenberg AFB	Ogivas Simuladas

Regressos / Reentradas

A primeira tabela indica alguns satélites que reentraram na atmosfera ou regressaram nas passadas semanas. A segunda tabela indica os veículos ou satélites mais importantes que deverão reentrar na atmosfera nas próximas semanas. Ree: reentrou na atmosfera terrestre; Reg: regressou após a missão; Ino: inoperacional; Ope: Operacional. Estas informações são gentilmente cedidas por Alan Pickup e Harro Zimmer.

Data	Status	Des. Int. NORAD	Nome	Lançador	Data Lançamento
02 Set.	Ree.	87-079AA 27917	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 / Set. / 87
04 Set.	Ree.	99-009D 25641	Spelda V116	Ariane-44L (V116)	26 / Fev. / 99
05 Set.	Ree.	01-049CR 27145	(Destroço)	PSLV-C3	22 / Out. / 01
05 Set.	Ree.	90-037D 27822	(Destroço) Hubble ST	OV-104 Discovery	24 / Abr. / 90
09 Set.	Ree.	02-061C27634	Mód. Orbital Shenzhou-4	CZ-2F Chang Zheng-2F (CZ2F-4)	29 / Dez. / 02 a)
09 Set.	Ree.	87-079AM 27928	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 / Set. / 87
16 Set.	Ree.	87-079X 27914	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 / Set. / 87
17 Set.	Ree.	87-079AJ 27925	Destroço	8K82K Proton-K DM-2 (339-02)	16 / Set. / 87
23 Set.	Ree.	70-025KH 05226	Destroço	SLV-2G Agena-D (553 TA13)	08 / Abr. / 70
28 Set.	Ree.	03-042J 27974	?????	11K65M Kosmos-3M	27 / Set. / 03 b)
29 Set.	Ree.	99-057DA 26212	(Destroço)	CZ-4B Chang Zheng-4B (CZ4B-2)	14 / Out. / 99

a) O Módulo Orbital da Shenzhou-4 reentrou na atmosfera terrestre às 0602UTC sobre o Oceano Atlântico (28,96ºN – 283,79ºE). O erro associado à hora da reentrada atmosférica é de +/- 11 minutos (Harro Zimmer).

b) Ver “Outros objectos catalogados”.

Cronologia Astronáutica (X)

Por Manuel Montes

-1851: Charles Delorme, pseudónimo de Charles Rumball, escreve a história infantil "*The Marvellous and Incredible Adventures of Charles Thunderbolt in the Moon*". O protagonista além de viajar até à Lua viaja também até Júpiter, graças a uma máquina voadora propulsionada por vapor.

-1852: Graças a um foguetão, o planeta imaginário Kailoo recebe a visita de um astronauta na novela "*Gulliver Joi*", de Elbert Perce. Pela primeira vez, um autor descreve com total viabilidade o uso de um sistema de propulsão deste tipo para uma viajem espacial. A nave é um cilindro oco no qual apenas cabe o passageiro deitado. O primeiro impulso para a descolagem é levado a cabo por um sistema de molas, depois entrará em ignição um novo modelo de pólvora que lançará uma chama através de um tubo que sai para o exterior. O veículo transporta um sistema de orientação por bússola magnética orientada para o planeta Kailoo, assim como um telescópio.

-1852: O religioso cubano-espanhol San Antonio María Claret presencia em Holquin à subida de um balão tripulado durante uma festa real. Este acaba por despenhar-se, dando a ideia da aplicação de foguetes para conseguir que os balões possam mover-se contra o vento e assim evitar ser arrastados perigosamente.

-1853: Alguns barcos russos são equipados com foguetes durante a guerra de Crimeia.

-10 de Outubro de 1853: Nasce Kibalchich, um cientista ucraniano que durante a sua vida será um dos primeiros investigadores modernos que sugerirão seriamente a aplicação da propulsão por foguetes para voos espaciais.

-1854: Surge "*Star ou de Cassiopée, historie merveilleuse de l'un des mondes de l'espace*", de Charles Defontenay. Em uma surpreendente viajem interestelar, o protagonista viaja ás estrelas utilizando uma nave impulsionada por um sistema de propulsão baseado em anti gravidade.

-1855: O espanhol Miguel Estorch escreve e pública "*Lunigrafía*". Na obra descreve um canhão espacial que se instala nos Himalaias. Será utilizado para lançar uma bola de ferro de mais de meio metro em direcção à Lua.

-1855: O coronel Boxer do *Royal Laboratory* britânico inventa um foguete capaz de arrastar consigo um cabo. Na realidade o foguete Boxer consiste em dois motores que funcionam consecutivamente. Este tipo de dispositivo será usado até à Segunda Guerra Mundial e permitirá lançar um dos extremos de uma corda a grande distância.

-28 de Maio de 1855: Após se perder demasiado terreno perante a artilharia convencional, crê-se que esta data marca a última utilização em grande escala dos foguetes para aplicações militares. O acontecimento tem lugar na Guerra da Crimeia. Apesar de se terem utilizado foguetes de pólvora na Argélia, Marrocos e incluso na China, estes adoptarão um papel pouco transcendente e desaparecerão de maneira paulatina.

-Janeiro de 1856: Uma história publicada na revista "*Harper's*" conta como um homem do século XIX é enviado ao século XXXI. Aí verá grandes avanços nos meios de transporte: os passageiros viajam agora, para trajectos curtos, no interior de gigantescas bolas de canhão, que são disparadas aos pares (vão unidas por una comprida e forte corrente). Para voos intercontinentais, usam-se balões propulsionados por foguetes, o que acelera a sua viajem.

-1857: O cientista Konstantin Ivanovich Konstantinov, director da fábrica de foguetes de San Petersburgo, explica o movimento do foguete utilizando a lei da conservação da quantidade de movimento. Também conclui que, dado o seu baixo período de funcionamento, a sua utilização para transportar grandes massas a grandes distâncias ou durante muito tempo não é recomendável. Assim, a utilização da força humana deveria ser mais eficiente que os foguetes na propulsão de globos.

-5 de Setembro de 1857: Nasce Konstantin Eduardovich Tsiolkovski, um dos pais da Cosmonáutica soviética. Nasce na localidade de Ijevskoie. Filho de família humilde, passará uma grave escarlatina com dois anos, ficando praticamente surdo. Sem poder frequentar a escola, a sua mãe ensina-lo a ler. Imerso no seu próprio mundo silencioso, Tsiolkovsky apaixona-se pela Matemática e pela Física, e sobre tudo, pela possibilidade da conquista do espaço mediante sistemas técnicos realistas. Converte-se no primeiro grande teórico do voo espacial, desenvolvendo por si só as bases do foguetão a propulsão líquida.

-1858: O espanhol Narciso Monturiol realiza diversas experiências relativas à fisiologia humana mediante o confinamento dos tripulantes do submarino Ictíneo, inventado por ele próprio. Monturiol estudará os problemas do consumo do oxigénio e a sua possível regeneração, assim como outros parâmetros ambientais (manutenção da temperatura, condensação do vapor de água). Também dará muita importância aos efeitos psicológicos produzidos pelo isolamento. Todo o estudo será directamente aplicável aos voos espaciais, que no princípio adoptarão una forma muito semelhante o uso do submarino. As experiências prolongam-se até 1860.

-14 de Fevereiro de 1858: Pedro Maffiote, um inventor espanhol, constrói um modelo à escala de um avião que poderia aproveitar o impulso de um foguete. No entanto, conclui que o desenho de um aparelho a escala real implicaria a

aplicação de um combustível que não a pólvora, menos propenso ás explosões inesperadas e más eficaz em termos de potência gerada.

Nota sobre o autor: Nascido em 1965, Manuel Montes Palacio, é um escritor freelancer e divulgador científico desde 1989, especializando-se em temas relacionados com a Astronáutica e Astronomia. Pertence a diversas associações espanholas e internacionais, tais como a *Sociedad Astronómica de España y América* e a *British Interplanetary Society*, tendo colaborado com centenas de artigos para um grande número de publicações, entre elas a britânica *Spaceflight* e as espanholas *Muy Interessante*, *Quo*, *On-Off*, *Tecnología Militar*, U*niverso* e *Historia y Vida*. Actualmente elabora semanalmente o boletim gratuito "*Noticias del Espacio*", distribuído exclusivamente através da Internet, e os boletins "*Noticias de la Ciencia y la Tecnologia*" e "*NC&T Plus*", participando também na realização dos conteúdos do canal científico da página web "*Terra*".

Explicação dos Termos Técnicos

Impulso específico (Ies) – Parâmetro que mede as potencialidades do combustível (propulsor) de um motor. Expressa-se em segundos e equivale ao tempo durante o qual 1kg desse combustível consegue gerar um impulso de 10N (Newtons). É medido dividindo a velocidade de ejecção dos gases de escape pela aceleração da gravidade. Quando maior é o impulso específico maior será o rendimento do propulsante e, consequentemente, do motor. O impulso específico (em vácuo) define a força em kgf gerada pelo motor por kg de combustível consumido por tempo (em segundos) de funcionamento:

$$\left({}^{kgf}/_{(kg/s)}\right) = s$$

Quanto maior é o valor do impulso específico, mais eficiente é o motor.

Tempo de queima (Tq) – Tempo total durante o qual o motor funciona. No caso de motores a combustível sólido representa o valor do tempo que decorre desde a ignição até ao consumo total do combustível (de salientar que os propulsores a combustível sólido não podem ser desactivados após a entrada em ignição). No caso dos motores a combustível líquido é o tempo médio de operação para uma única ignição. Este valor é usualmente superior ao tempo de propulsão quando o motor é utilizado num determinado estágio. É necessário ter em conta que o tempo de queima de um motor que pode ser reactivado múltiplas vezes, é bastante superior ao tempo de queima numa dada utilização (voo).

Impulso específico ao nível do mar (Ies-nm) – Impulso específico medido ao nível do mar.

Combustíveis e Oxidantes

N_2O_4 – Tetróxido de Nitrogénio (Peróxido de Azoto); De uma forma simples pode-se dizer que o oxidante N_2O_4 consiste no tetróxido em equilíbrio com uma pequena quantidade de dióxido de nitrogénio. No seu estado puro o N_2O_4 contém menos de 0,1% de água. O N_2O_4 tem uma coloração vermelho acastanhada tanto nas suas fases líquida como gasosa, sendo incolor na fase sólida. Este oxidante é muito reactivo e tóxico, tendo um cheiro ácido muito desagradável. Não é inflamável com o ar, no entanto inflamará materiais combustíveis. Surpreendentemente não é sensível ao choque mecânico, calor ou qualquer tipo de detonação. O N_2O_4 é fabricado através da oxidação catalítica da amónia, onde o vapor é utilizado como diluente para reduzir a temperatura de combustão. Grande parte da água condensada é expelida e os gases ainda mais arrefecidos, sendo o óxido nítrico oxidado em dióxido de nitrogénio. A água restante é removida em forma de ácido nítrico. O gás resultante é essencialmente tetróxido de nitrogénio puro. Tem uma densidade de 1,45 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -11,0ºC e o seu ponto de ebulição a 21,0ºC.

UDMH ($(CH_3)_2NNH_2$) – *Unsymmetrical Dimethylhydrazine* (Hidrazina Dimetil Assimétrica); O UDMH é um líquido altamente tóxico e volátil que absorve oxigénio e dióxido de carbono. O seu odor é ligeiramente amoniacal. É completamente miscível com a água, com combustíveis provenientes do petróleo e com o etanol. É extremamente sensível aos choques e os seus vapores são altamente inflamáveis ao contacto com o ar em concentrações de 2,5% a 95,0%. Tem uma densidade de 0,79g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -57,0ºC e o seu ponto de ebulição a 63,0ºC.

LOX – Oxigénio Líquido; O LOX é um líquido altamente puro (99,5%) e tem uma cor ligeiramente azulada, é transparente e não tem cheiro característico. Não é combustível, mas dar vigor a qualquer combustão. Apesar de ser estável, isto é resistente ao choque, a mistura do LOX com outros combustíveis torna-os altamente instáveis e sensíveis aos choques. O oxigénio gasoso pode formar misturas com os vapores provenientes dos combustíveis, misturas essas que podem explodir em contacto com a electricidade estática, chamas, descargas eléctricas ou outras fontes de ignição. O LOX é obtido a partir do ar como produto de destilação. Tem uma densidade de 1,14 g/c^3, sendo o seu ponto de congelação a -219,0ºC e o seu ponto de ebulição a -183,0ºC.

LH_2 – Hidrogénio Líquido; O LH_2 é um líquido em equilíbrio cuja composição é de 99,79% de para-hidrogénio e 0,21 orto-hidrogénio. O LH_2 é transparente e som odor característico, sendo incolor na fase gasosa. Não sendo tóxico, é um líquido altamente inflamável. O LH_2 é um bi-produto da refinação do petróleo e oxidação parcial do fuelóleo daí resultante. O hidrogénio gasoso é purificado em 99,999% e posteriormente liquidificado na presença de óxidos metálicos paramagnéticos. Os óxidos metálicos catalisam a transformação orto-para do hidrogénio (o hidrogénio recém catalisado consiste numa mistura orto-para de 3:1 e não pode ser armazenada devido ao calor exotérmico da conversão). Tem uma densidade de 0,07 g/cm^3, sendo o seu ponto de congelação a -259,0ºC e o seu ponto de ebulição a -253,0ºC.

NH_4ClO_4 – Perclorato de Amónia; O NH_4ClO_4 é um sal sólido branco do ácido perclorato e tal como outros percloratos, é um potente oxidante. A sua produção é feita a partir da reacção entre a amónia e ácido perclorato ou por composição entre o sal de amónia e o perclorato de sódio. Cristaliza em romboedros incolores com uma densidade relativa de 1,95. É o menos solúvel de todos os sais de amónia. Decompõe-se antes da fusão. Quando ingerido pode causar irritação gastrointestinal e a sua inalação causa irritação do tracto respiratório ou edemas pulmonares. Quando em contacto com a pele ou com os olhos pode causar irritação.